

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI NAPOLI
‘FEDERICO II’



Dottorato di Ricerca
in
Ingegneria Aerospaziale
XVII Ciclo

Tesi

**‘Messa a punto e calibrazione
di una galleria blow-down
per la simulazione di condizioni favorevoli
alla formazione di ghiaccio in volo’**

Tutor

Ch.mo Prof. Giuseppe P. Russo

Candidato

Dott. Massimo Cimino

Anno Accademico 2006/2007

INDICE

	Introduzione.	4
Cap. 1	Fisica dell'accrescimento del ghiaccio.	6
1.1	Concetti generali;	6
1.2	Tipologie di ghiaccio;	10
1.3	Il fenomeno fisico dell'accrescimento del ghiaccio.	15
Cap. 2	Problematiche relative alla formazione del ghiaccio in volo.	19
2.1	Introduzione;	19
2.2	Effetti del ghiaccio sui velivoli;	21
2.3	I sistemi di protezione dal ghiaccio.	51
Cap. 3	Metodologie di simulazione delle condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio.	59
3.1	Norme che regolano la sperimentazione in "icing conditions";	59
3.2	Gallerie del vento;	65
3.3	Camere ad atmosfera controllata;	107
3.4	Sistemi aviotrasportati.	112
Cap. 4	Galleria supersonica blow- down del DIAS.	121
Cap. 5	Modifiche alla galleria supersonica: Icing Flow Facility (IFF).	130
5.1	Descrizione delle modifiche preliminari;	130
5.2	Regolazione automatica dello svuotamento;	134
5.3	Coibentazione;	137
5.4	Installazione e calibratura di un Phase Doppler Particle Analyzer;	139
5.5	Progetto di una nuova contrazione;	144
5.6	Studio preliminare e messa a punto di uno spray-system.	154
Cap. 6	Prove di svuotamento ed ottimizzazione della stabilità della corrente.	160
6.1	Considerazioni generali;	160
6.2	Raffreddamento della corrente: svuotamento completo;	161
6.3	Studio teorico e confronto con i dati sperimentali;	163
6.4	Prove a regolazione manuale: svuotamenti parziali;	174
6.5	Automatizzazione del processo.	177

Cap. 7	Caratterizzazione della corrente e prove di formazione di ghiaccio.	192
7.1	Misura dell'umidità relativa;	192
7.2	Determinazione dell'MVD con la Oil Slide Technique;	194
7.3	Determinazione dell'LWC con il metodo dell' Icing Rotating Cylinder;	200
7.4	Caratterizzazione della corrente mediante Phase Doppler Particle Analyzer;	205
7.5	Metodo dell' Icing Calibration Blade per la determinazione dell'LWC;	214
7.6	Formazione di ghiaccio su modelli;	216
	Conclusioni.	220
	Bibliografia.	221
	Ringraziamenti.	223

INTRODUZIONE

La tematica trattata in questa tesi di Dottorato riguarda la simulazione delle condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio in volo.

Inizialmente vengono affrontate problematiche quali la fisica della formazione di ghiaccio, gli effetti di tale contaminante sulle prestazioni e le caratteristiche di controllabilità dei velivoli, le diverse metodologie di simulazione in “icing conditions” con riferimenti ai regolamenti che regolano la sperimentazione.

Successivamente viene descritta l’attività di ricerca, svolta nel corso del Dottorato, che ha avuto come obiettivo la messa a punto e la calibrazione di una galleria intermittente per eseguire prove di formazione di ghiaccio, un’Icing Flow Facility (IFF), modificando opportunamente la galleria supersonica intermittente a numero di Mach variabile, di tipo blow-down, presente nel laboratorio del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (DIAS) - Sezione Spazio “Luigi G. Napolitano”.

L’aria, prelevata dall’ambiente, attraversa un sistema di compressione, poi uno scambiatore di calore, in cui viene sottratta la maggior parte dell’umidità presente, infine è filtrata in un gruppo separatore di condensa-filtro ed inviata al serbatoio dopo un ulteriore processo di disidratazione realizzato mediante un pacco gel di silice granulare.

Il serbatoio in acciaio con una capacità di 4.5 m^3 caricabile fino a 30 bar è messo in comunicazione, tramite una valvola di regolazione manuale, con un divergente seguito da una camera di calma alla quale è collegato un ugello che consente di raggiungere un valore massimo del numero di Mach pari a 2.7 .

Il principio adottato è stato quello di sfruttare l’espansione dell’aria durante lo svuotamento del serbatoio per portare la corrente a temperature tanto basse da permettere, una volta iniettata acqua nella corrente, la formazione di ghiaccio sulla superficie di un corpo immerso nella corrente.

A tale scopo si è reso necessario, innanzitutto, eliminare i limiti che l’impianto presentava quali la regolazione manuale della valvola d’intercettazione, l’assenza di una coibentazione che riducesse gli scambi termici con l’ambiente circostante, la geometria del condotto convergente la cui sezione d’ingresso costituiva una vera

e propria discontinuità rispetto alle dimensioni della camera di calma e l'assenza di un sistema d'inseminazione di particelle d'acqua.

Per ottenere un miglioramento della stabilità della corrente in camera di prova è stata quindi inserita, a valle della valvola d'intercettazione manuale, un'ulteriore valvola, a regolazione automatica, fornita dal Centro Italiano Ricerche Aerospaziali (CIRA), nel tentativo di ridurre sensibilmente le fluttuazioni di pressione e temperatura garantendo, nel contempo, la ripetibilità delle prove.

E' stato, altresì, progettato e realizzato un nuovo condotto convergente assialsimmetrico più funzionale, rispetto all'iniziale ugello bidimensionale, all'installazione ed all'impiego di uno spray-system in grado di garantire involuppi operativi compatibili con le caratteristiche della facility.

Un'attenzione particolare, inoltre, è stata dedicata alla caratterizzazione della corrente in termini di contenuto d'acqua (LWC) e dimensioni medie delle gocce (MVD) sia ricorrendo all'impiego di strumentazione ottica quale il "Phase Doppler Particle Analyzer" (PDPA), messa a disposizione dal CIRA, sia utilizzando tecniche di tipo invasivo quali l'Oil Slide Technique, l'Icing Rotating Cylinder e l'Icing Blade Technique.

Si è cercato, in definitiva, di verificare come l'IFF fosse in grado, seguendo opportune modalità di svuotamento del serbatoio ed alla luce delle modifiche apportate, di generare un flusso bifase con particelle d'acqua sopraffusa, per tempi e velocità d'interesse, che consentisse di eseguire prove di formazione di ghiaccio su modelli di opportuna geometria, posizionati in prossimità della sezione di uscita della facility.

CAPITOLO 1

FISICA DELL'ACCRESIMENTO DEL GHIACCIO

1.1 - Concetti generali

Le formazioni di ghiaccio sui velivoli sono causate da gocce d'acqua liquida sopraffusa o super-raffreddata, le cosiddette *supercooled droplets*, che rimangono allo stato liquido anche a temperature al di sotto della temperatura di congelamento e solidificano in seguito all'impatto contro le superfici dei corpi che incontrano lungo le loro traiettorie.

Tale processo detto di *riming* è responsabile sia delle formazioni di ghiaccio sulle superfici dei velivoli che dei fenomeni atmosferici della grandine, neve, e pioggia ghiacciata (*freezing drizzle/rain*).

Le nuvole possono contenere anche particelle di ghiaccio, ma poiché queste non aderiscono alla superficie del velivolo, non rappresentano un vero pericolo per il volo: si identifica con il termine *clumping* il processo di accrescimento del ghiaccio per collezione di cristalli.

Una goccia d'acqua sopraffusa deve venire in contatto con una piccola particella solida, chiamata nucleo di condensazione, per congelare.

La capacità di questi nuclei di causare la solidificazione della goccia d'acqua dipende dalla temperatura.

A temperature al di sopra di $-12 \div -15$ °C, esistono solo pochi nuclei attivi e conseguentemente le nuvole sono principalmente formate da gocce liquide e da pochi cristalli di ghiaccio: in queste condizioni il pericolo di formazione di ghiaccio sul velivolo è molto alto.

Quando la temperatura si avvicina a -40 °C, i nuclei non sono più necessari in quanto a queste temperature le gocce d'acqua solidificano spontaneamente.

Il vapore d'acqua presente nell'atmosfera alle basse temperature può diventare saturo e condensare, il vapore condensato in acqua si raccoglie in gocce con diametri molto variabili: si può andare da diametri dell'ordine dei micron a diametri dell'ordine del millimetro.

A tal proposito le gocce d'acqua si distinguono in:

- *droplet* : gocce d'acqua allo stato liquido di diametro inferiore a 0.1 mm;
- *drizzle* : gocce d'acqua di diametro da 0.1 a 1 mm (si originano per coalescenza di goccioline più piccole);
- *rain* : gocce d'acqua di diametro superiore ad 1 mm.

I parametri atmosferici che influenzano la formazione di ghiaccio sui velivoli sono essenzialmente: il contenuto d'acqua, la temperatura ed il diametro delle gocce.

Il contenuto d'acqua delle nuvole o *Liquid Water Content* (LWC) rappresenta la densità del liquido in una nuvola ed è espresso in grammi per metro cubo di aria secca (g/m^3): tale parametro viene utilizzato per determinare quanta acqua è disponibile per l'eventuale formazione di ghiaccio.

Anche se il LWC tipicamente varia tra 0.3 e 0.6 g/m^3 , in nuvole cumuliformi possono trovarsi valori fino a 3.0 g/m^3 .

La temperatura influenza sia la severità che il tipo di ghiaccio.

Generalmente il ghiaccio tende a formarsi quando la temperatura dell'aria è compresa tra $+5^\circ$ e -20°C , tuttavia è opportuno ricordare che accumuli di ghiaccio possono avvenire anche a temperature intorno ai -40°C : in queste condizioni l'acqua si congela anche in assenza di nuclei ghiaccianti e quindi si è in presenza di ghiaccio non pericoloso.

Normalmente le gocce d'acqua contenute in una nuvola hanno diametro inferiori ai 50 μm , tuttavia, all'interno di particolari addensamenti nuvolosi è possibile trovare gocce con diametri compresi tra i 50 ed i 500 μm .

In questo caso si parla di gocce d'acqua soprafusa di grandi dimensioni o *Supercooled Large Droplets* (SLD) che rappresentano un pericolo significativo per la navigazione in quanto nessun velivolo è stato progettato per volare in sicurezza in queste condizioni.

E' importante osservare che negli studi attinenti alla formazione di ghiaccio ci si riferisce al diametro volumetrico medio, il *Median Volumetric Diameter* (MVD), definito come diametro medio delle gocce d'acqua tale che metà del volume d'aria è costituito da particelle liquide di diametro più piccolo e l'altra metà da particelle liquide di diametro più grande della dimensione media considerata.

La figura 1.1 mostra un esempio per chiarire meglio la definizione dell'MVD.

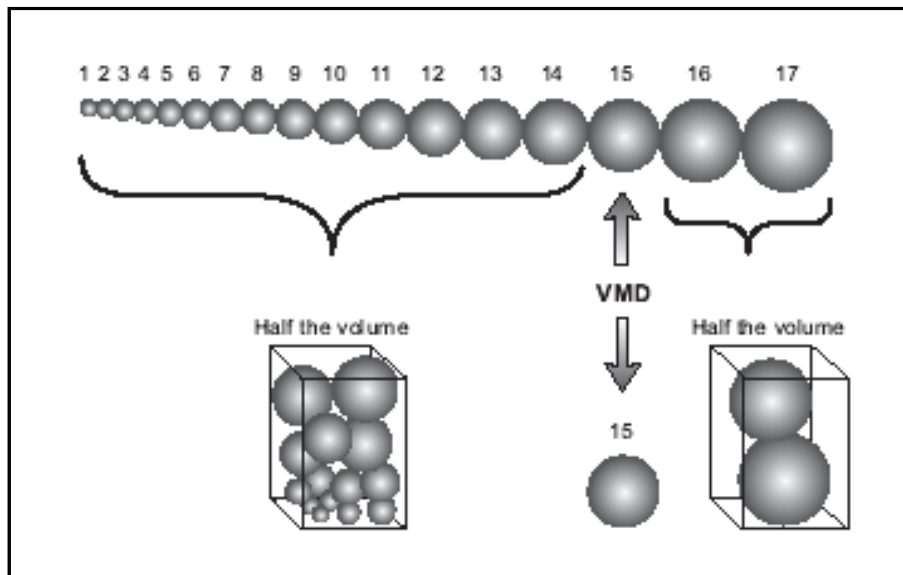


Figura 1.1 - Definizione del Median Volumetric Diameter (MVD)

La dimensione delle droplets che si incontra più diffusamente in natura, nell'ambito di condizioni atmosferiche standard è quella di un MVD di 20 μm : tale valore è assunto come riferimento in quasi tutti gli studi teorici e sperimentali comunemente effettuati.

Le gocce d'acqua presenti nelle nuvole sono di vari diametri, come si può vedere dall'immagine analizzata al microscopio e catturata da un vetrino attraverso una nuvola (foto 1.1).

Il diametro delle gocce influenza la raccolta di ghiaccio sul velivolo: le gocce piccole tendono a impattare l'ala vicino al bordo d'attacco mentre le gocce grosse tendono a seguire una traiettoria più rettilinea bagnando, così, una zona più ampia del profilo.

Il ghiaccio può influenzare in vari modi le prestazioni e le qualità di volo di ogni velivolo, tali modi sono funzione: della posizione, della qualità e del tipo di ghiaccio che si forma sulla struttura aerodinamica.

Di norma, il ghiaccio che si forma sulle superfici dei velivoli ha forma cristallina a simmetria esagonale e questo indipendentemente dalle diverse modalità con cui esso si forma.

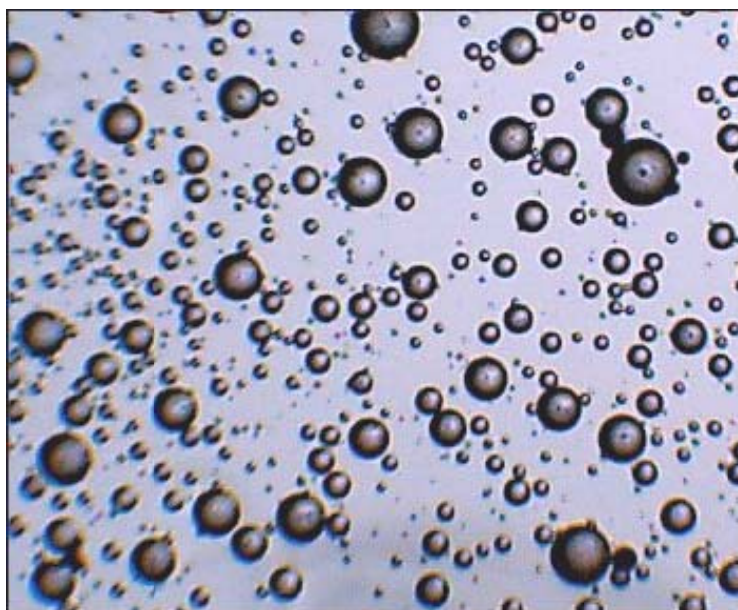


Foto 1.1 - Immagine di gocce d'acqua presenti in una nuvola

Se la temperatura ambiente ed il LWC sono bassi, la temperatura del ghiaccio in formazione rimane al di sotto di 0 °C e tutta l'acqua che impatta sulla superficie ghiaccia completamente.

Viceversa con alti valori di LWC e/o di temperatura ambiente (prossima a 0°C), la temperatura del ghiaccio in formazione rimane a 0 °C e solo una parte dell'acqua che impatta sulla superficie ghiaccia all'istante: la restante scorrerà sulla superficie (run back) per ghiacciare eventualmente più a valle.

Nelle tabelle 1.1 e 1.2 vengono riportati, rispettivamente, i valori delle variabili atmosferiche che incidono sulla formazione del ghiaccio e gli indici di severità usati dai meteorologi.

Variabile atmosferica	Intervallo di valori
Liquid Water Content (LWC)	0 ÷ 3 g/m ³
Temperatura	+ 5° ÷ - 40° C
Median Volumetric Diameter (MVD)	Normalmente da 0 a 50 µm con punte fino a 500 µm

Tabella 1.1 - Valori delle variabili atmosferiche che incidono sulla formazione del ghiaccio

Categoria di ghiaccio	LWC (g/m ³)
Tracce	< 0.1
Leggero	0.11 ÷ 0.6
Moderato	0.61 ÷ 1.2
Severo	> 1.2

Tabella 1.2 - Classificazione meteorologica

1.2 - Tipologie di ghiaccio

Le forme di ghiaccio sulle superfici dei velivoli dipendono da: condizioni atmosferiche, velocità del velivolo, forma del profilo, angolo d'attacco: al cambiare di questi parametri si può passare da un regime di accrescimento all'altro.

I regimi di accrescimento ghiaccio sono:

- *ghiaccio granuloso o "rime"* : ghiaccio opaco dal colore biancastro;
- *ghiaccio vitreo o "glaze"* : ghiaccio trasparente e compatto;
- *ghiaccio misto o "mixed"* : presenza contemporanea dei due predetti tipi di ghiaccio;

Indicando con n la frazione congelata o *freezing fraction*, definita come rapporto fra la quantità di acqua che ghiaccia e la quantità totale che, come si dice in gergo, "è stata catturata" su una delimitata porzione di superficie, le condizioni in cui n è pressoché unitaria danno origine a quello che viene comunemente chiamato *rime ice*.

In tali condizioni il processo di accrescimento del ghiaccio è relativamente semplice perché le goccioline d'acqua ghiacciano là dove impattano sulla superficie e la temperatura del ghiaccio in formazione rimane al di sotto di 0°C.

Quindi la formazione di ghiaccio granuloso o *rime* rimane confinato nella zona d'impatto delle gocce: il color bianco-latte e l'apparenza opaca di questo tipo di ghiaccio sono causate dall'aria intrappolata tra le gocce d'acqua congelate.

Il ghiaccio *rime* si accumula molto rapidamente e crea delle forme arrotondate nella zona del bordo di attacco.

Grazie alle sue caratteristiche (più leggero del ghiaccio vetroso), il ghiaccio granuloso è perciò quello che presenta i minori pericoli per il volo, anche se la sua forma irregolare e la sua superficie ruvida degradano rapidamente l'efficienza delle superfici aerodinamiche con un notevole aumento della resistenza aerodinamica.

In generale l'aumento di peso del velivolo dovuto al ghiaccio causa uno sbilanciamento dei componenti dell'aereo durante il volo.

Quando n è minore dell'unità, il ghiaccio che si viene a formare è di tipo vitreo o *glaze* ed è caratterizzato da forme molto più complesse in quanto il meccanismo dell'accrescimento è condizionato dal *run back* della frazione d'acqua che non ghiaccia nella zona di impatto.

In questo caso si ha la formazione di depositi di ghiaccio caratterizzati da particolari geometrie: ad esempio il "doppio corno", *beak* o *rounded glaze ice*.

Quindi il ghiaccio vitreo è causato da gocce che non congelano immediatamente all'impatto con la superficie, ma si aggregano dando luogo a gocce di dimensioni maggiori (alti valori di LWC) o rivoletti o un sottile film d'acqua: in queste condizioni l'aria non rimane intrappolata ed il ghiaccio ha un aspetto trasparente.

Il ghiaccio vitreo è il più pericoloso sia per la rapidità con la quale si accumula, sia per la tenacia con la quale aderisce alle superfici e, quindi, per la difficoltà di eliminarlo anche con i sistemi antighiaccio più efficaci.

Poiché le gocce grosse hanno una tensione superficiale limitata il ghiaccio vitreo può formarsi fino a temperature di -10°C .

Va però tenuto presente che, a causa del raffreddamento adiabatico indotto dalla depressione generata dal profilo alare, è possibile incontrare formazioni di ghiaccio anche quando la temperatura esterna è di uno o due gradi superiore a 0°C .

La maggiore o minore pericolosità di un accumulo di ghiaccio dipende dalla maggiore o minore somiglianza che di volta in volta assume rispettivamente con il ghiaccio vitreo o con il ghiaccio granuloso.

Nelle figura 1.2 e 1.3 sono mostrati, in modo schematico, esempi tipici di accrescimento del ghiaccio *rime* e *glaze* .

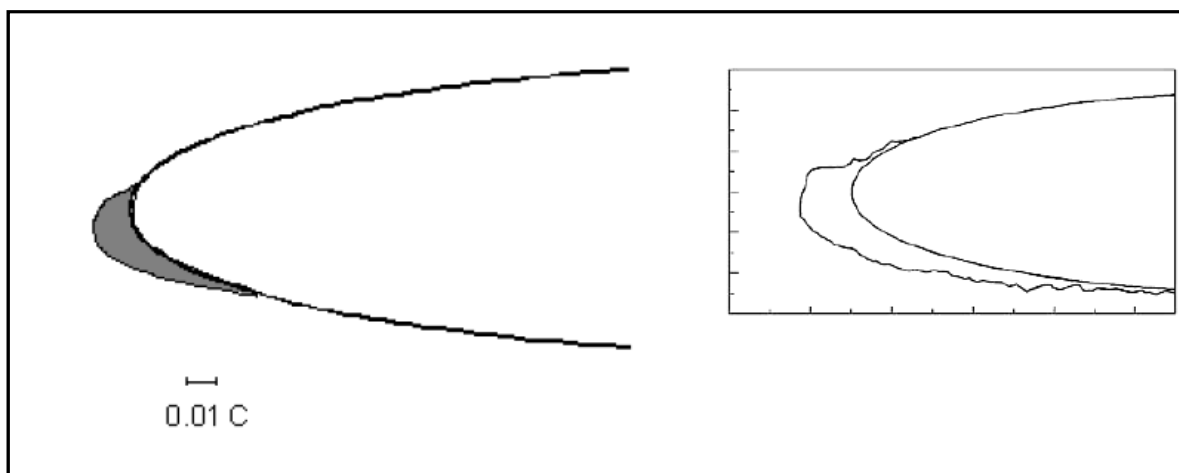


Figura 1.2 - Accrescimento di ghiaccio granuloso o *rime*

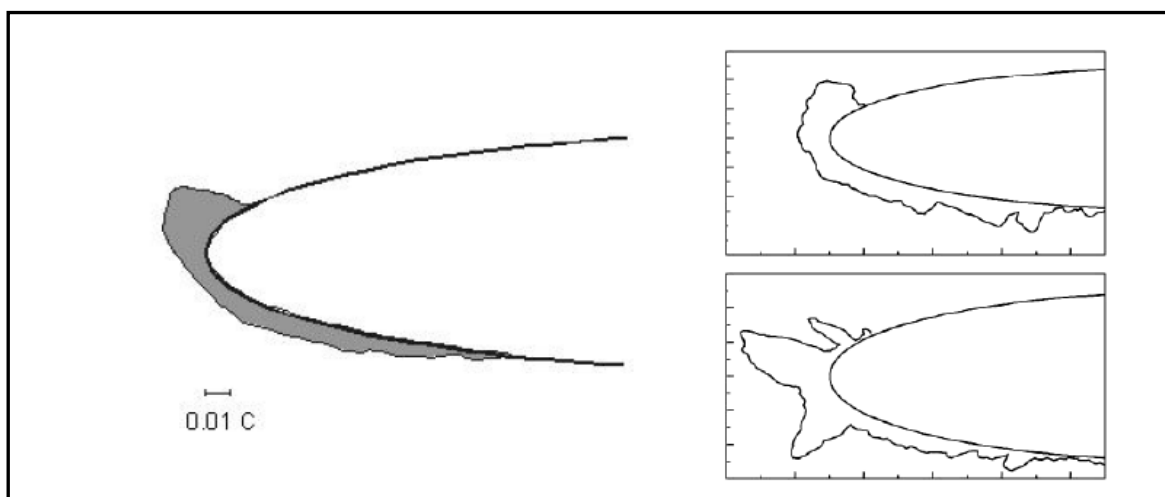


Figura 1.3 - Accrescimento di ghiaccio vitreo o *glaze*

Nelle foto 1.2, 1.3 e 1.4 sono, invece, raffigurate alcune immagini di formazioni di ghiaccio di tipo *rime*, *glaze* e *mixed*.

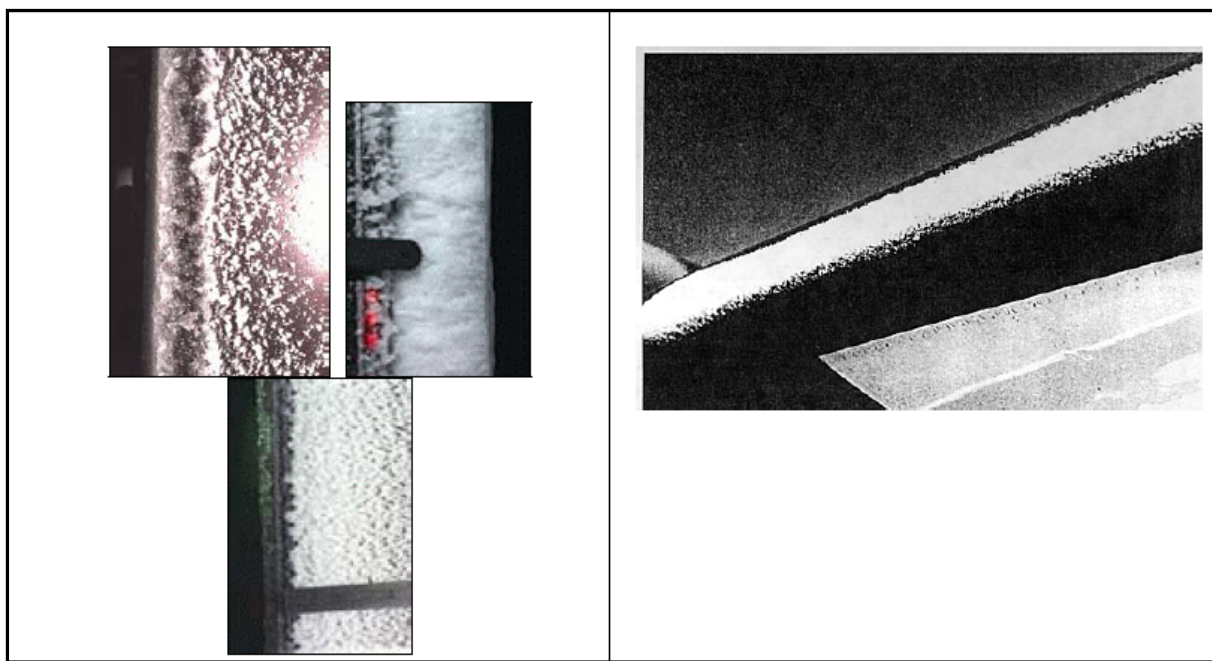


Foto 1.2 - Ghiaccio granuloso o *rime*

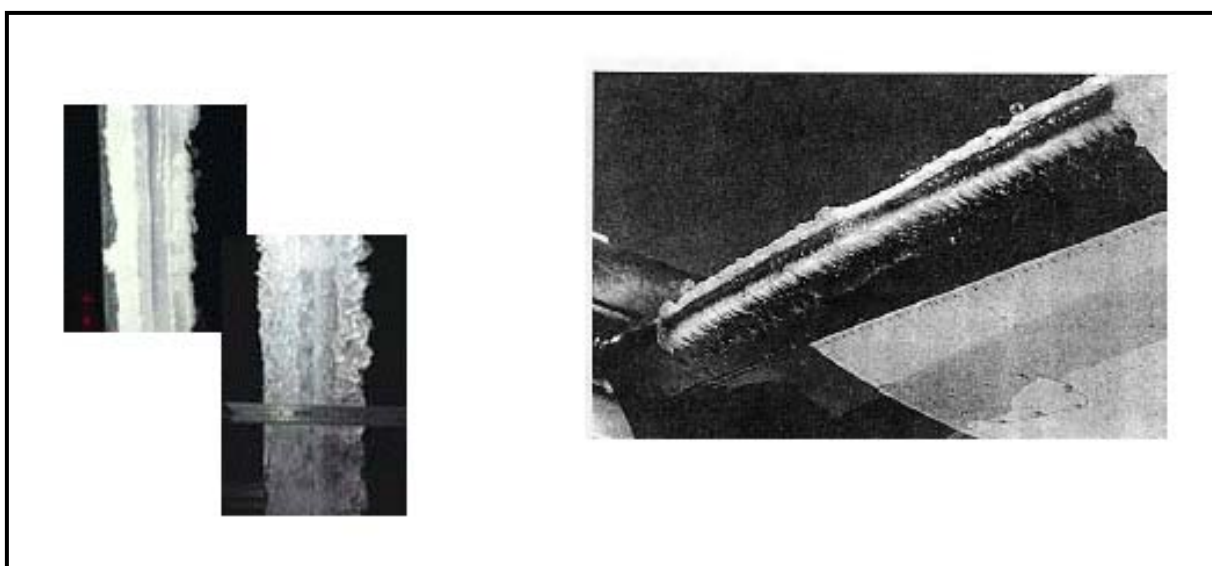


Foto 1.3 - Ghiaccio vitreo o *glaze*



Foto 1.4 - Ghiaccio misto

Il ghiaccio misto assume l'aspetto spugnoso a causa delle bolle d'aria che restano intrappolate fra i cristalli di ghiaccio.

1.3 - Il fenomeno fisico dell'accrescimento del ghiaccio

Come già riportato all'inizio le formazioni di ghiaccio generalmente sono causate dal congelamento di gocce d'acqua soprafusa di vario diametro che colpiscono la superficie del velivolo.

Esse possono essere caratterizzate dai seguenti elementi:

- estensione dell'area bagnata dalle gocce d'acqua;
- forma ed estensione del ghiaccio;
- tipologia del ghiaccio.

L'estensione della zona di cattura è individuata dalle traiettorie delle gocce d'acqua immerse nel campo aerodinamico creato dal profilo.

In particolare tale zona è delimitata dalla traiettoria tangente sulla parte superiore del profilo nel punto S_U e quella tangente alla parte inferiore dello stesso nel punto S_L (figura 1.4).

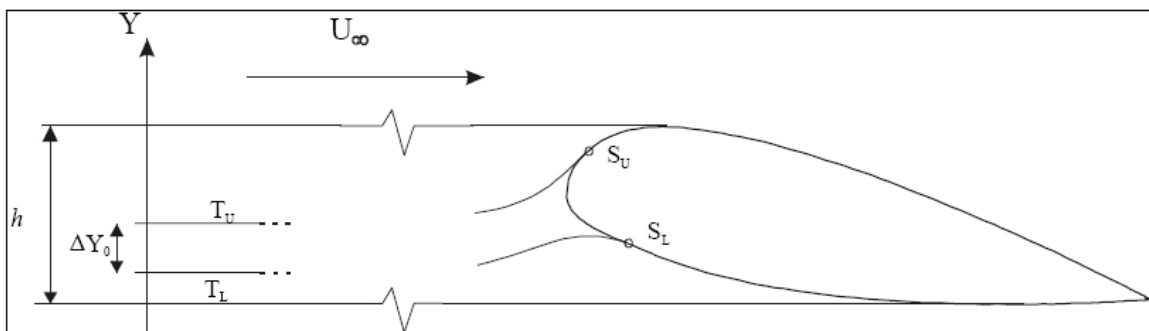


Figura 1.4 - Parametri che caratterizzano l'impatto delle gocce sul profilo

L'identificazione delle traiettorie tangenti permette di valutare la quantità d'acqua che impatta sul profilo e che si trasforma in ghiaccio.

Tale quantità è definita da un importante parametro E denominato coefficiente globale di cattura d'acqua ed espresso come :

$$E = \frac{\Delta Y_0}{h} \quad (1)$$

dove h è l'altezza della sezione frontale del profilo e ΔY_0 la distanza tra T_U e T_L (T_U è la traiettoria tangente alla parte superiore del profilo mentre T_L rappresenta quella

tangente alla parte inferiore dello stesso) misurata sufficientemente lontana dal profilo in una zona in cui si può assumere il flusso indisturbato (figura 1.4).

Da un punto di vista fisico E rappresenta il rapporto tra la portata d'acqua che impatta sul velivolo rispetto alla portata d'acqua che attraversa una zona ampia come la sezione frontale del profilo.

Le traiettorie delle gocce, e conseguentemente l'estensione della zona di cattura sono legate alle condizioni atmosferiche, alla velocità del velivolo, all'angolo d'attacco, alla forma del velivolo, ed al diametro delle gocce.

Infatti le traiettorie di gocce di piccole dimensioni sono molto influenzate dal campo aerodinamico e tendono ad impattare il profilo solo in zone vicino al punto di ristagno, mentre le gocce più grosse tendono a seguire una traiettoria più rettilinea, bagnando così una zona più ampia del profilo (figura 1.5).

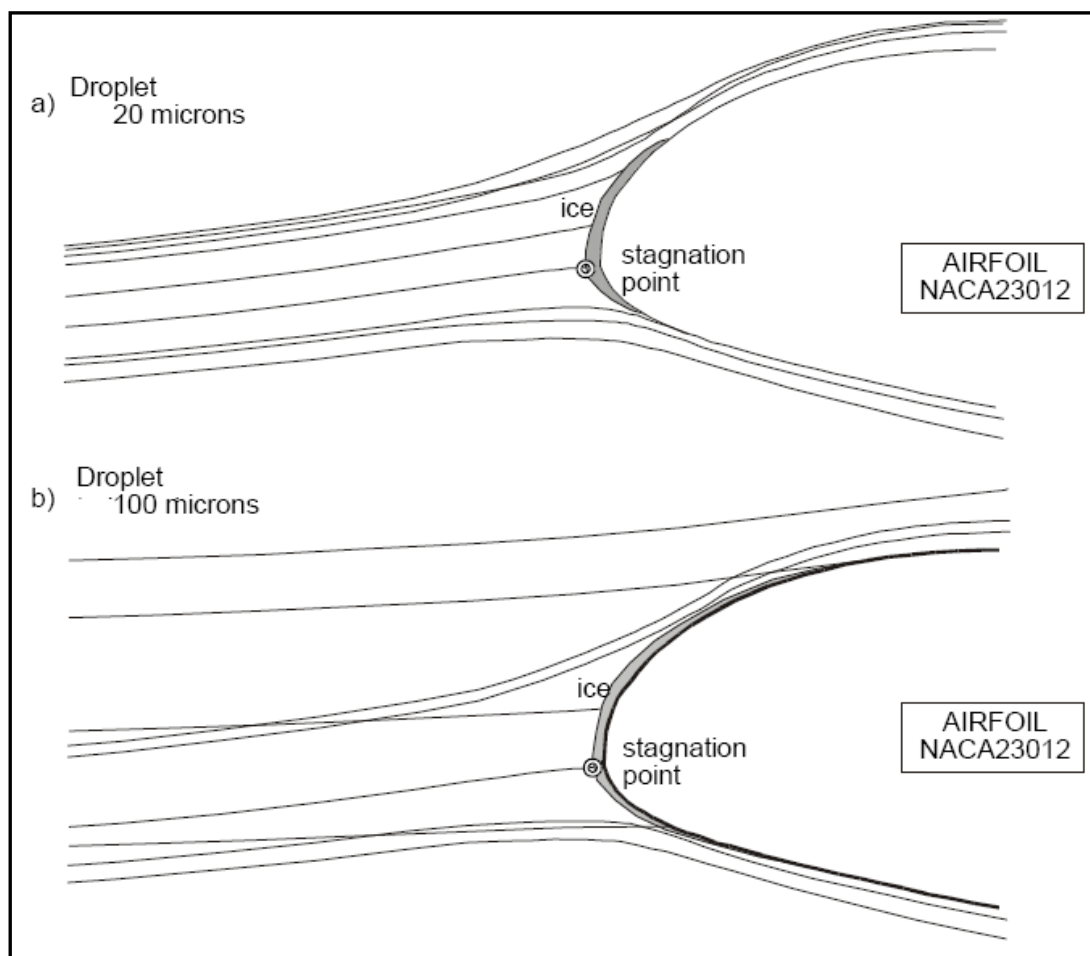


Figura 1.5 - Traiettorie di gocce con diametri diversi

Conoscendo E , inoltre, è anche possibile calcolare la portata d'acqua \dot{m} che impatta sul profilo per unità di apertura alare (con U_∞ si indica la velocità asintotica):

$$\dot{m} = LWC \cdot E \cdot U_\infty \cdot h \quad (2)$$

Il coefficiente di cattura E dipende da tutte le variabili atmosferiche (fatta eccezione per l'LWC e la temperatura), dalle caratteristiche del profilo, dalla velocità e dall'angolo di incidenza.

Tale parametro aumenta molto quando le dimensioni delle gocce aumentano e/o quando le dimensioni del profilo diminuiscono, aumentando leggermente quando la velocità o la quota aumentano.

Una volta individuata la superficie della zona bagnata dalle gocce d'acqua sopraffusa si procede alla determinazione della porzione di tale superficie che viene ricoperta dal ghiaccio.

Ovviamente, in prossimità del punto di congelamento, al diminuire della temperatura aumenta la quantità d'acqua che si trasforma in ghiaccio; naturalmente al disotto di una certa temperatura è possibile trovare solo ghiaccio, mentre, al disopra di una certa temperatura tutta l'acqua rimane in forma liquida.

L'acqua che bagna il profilo può congelare immediatamente dopo l'impatto, oppure scorrere sul profilo sotto forma di film, rivoletti o gocce ed eventualmente congelare in una zona posteriore del profilo: la massa interessata e l'energia disponibile permettono di calcolare la quantità d'acqua che si trasforma in ghiaccio.

Per capire questo fenomeno si faccia riferimento al volume di controllo sulla superficie del velivolo riportato in figura 1.6.

L'acqua può entrare nel volume di controllo attraverso due diverse vie: sotto forma di liquido sopraffuso attraverso le gocce contenute nell'atmosfera (\dot{m}_{imp}) o dai volumi di controllo più vicini (\dot{m}_{rin}) al punto di ristagno del profilo.

Una frazione d'acqua congela e va ad aumentare lo spessore del ghiaccio (\dot{m}_{free}) aderente al profilo, un'altra parte rimane liquida e fluisce nel volume di controllo seguente (\dot{m}_{out}), mentre una terza parte (\dot{m}_{ev}) lascia il volume di controllo per evaporazione o sublimazione del ghiaccio già presente.

In tale dinamica gli scambi energetici principali avvengono per convezione, conduzione e per cessione/assorbimento del calore latente di evaporazione, sublimazione o solidificazione.

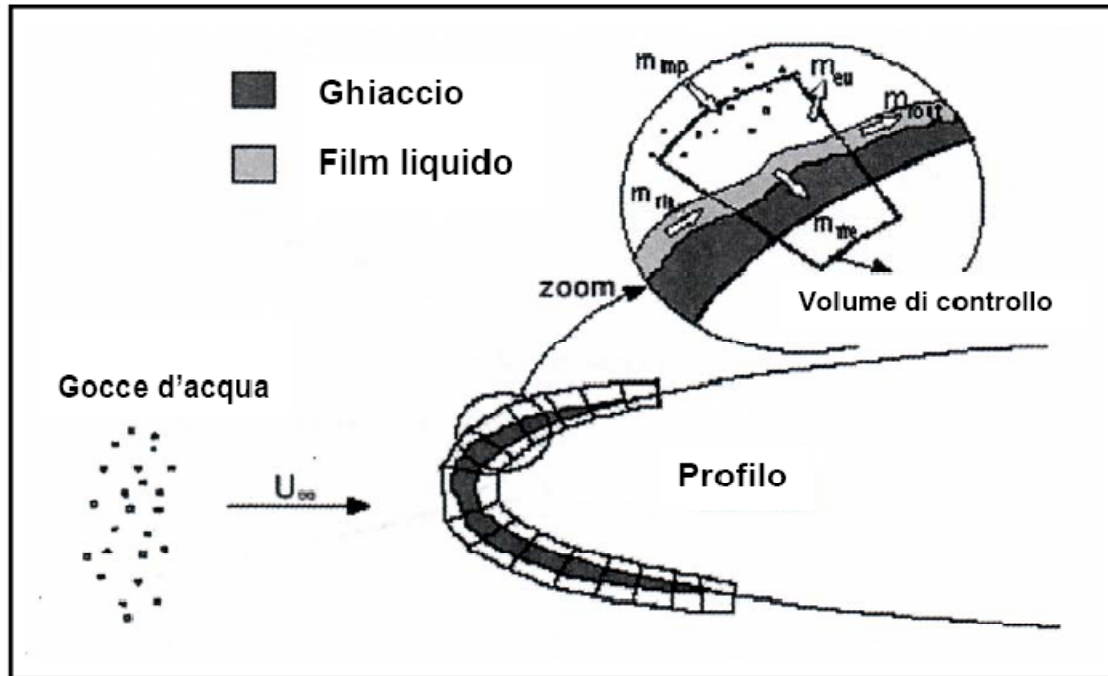


Figura 1.6 - Quantità d'acqua coinvolta nella formazione di ghiaccio

Per descrivere il bilancio energetico si utilizza il parametro n denominato, come già anticipato, frazione congelante o *freezing fraction*.

Possono verificarsi i seguenti casi:

- $n = 1$ se tutta l'acqua si trasforma in ghiaccio;
- $0 < n < 1$ se solo parte dell'acqua congela;
- $n = 0$ se tutta l'acqua rimane allo stato liquido.

Quando la temperatura è ben al di sotto dello zero n è prossimo ad 1 e la formazione di ghiaccio rimane limitata alla zona vicina al punto di ristagno.

A temperature più alte la frazione liquida è prevalente ($0 < n < 1$) ed una buona parte d'acqua riesce a scorrere allontanandosi, anche in maniera sensibile, dalla zona d'impatto.

Questo fenomeno è noto con il nome di “run back” e può causare la formazione del ghiaccio in aree posteriori ai limiti della zona d'impatto.

CAPITOLO 2

PROBLEMATICHE RELATIVE ALLA FORMAZIONE DEL GHIACCIO IN VOLO

2.1 - Introduzione

Per comprendere meglio la serietà dei fenomeni provocati dalla formazione di ghiaccio risulta utile analizzare gli incidenti aeronautici più significativi avvenuti a causa di tale contaminante.

Durante il progetto EURICE i più importanti enti aerospaziali europei hanno realizzato una banca dati contenente tutti gli eventi significativi accaduti a causa del ghiaccio: l'Università di Pisa, in seguito, ha selezionato da tale banca dati 83 incidenti riguardanti velivoli con più di 7 persone a bordo.

Utilizzando questo ristretto gruppo d'eventi è stato possibile realizzare un'analisi più approfondita dei 20 casi in cui purtroppo si sono verificate perdite di vite umane: questi sono stati riportati cronologicamente nel grafico mostrato nella figura 2.1.

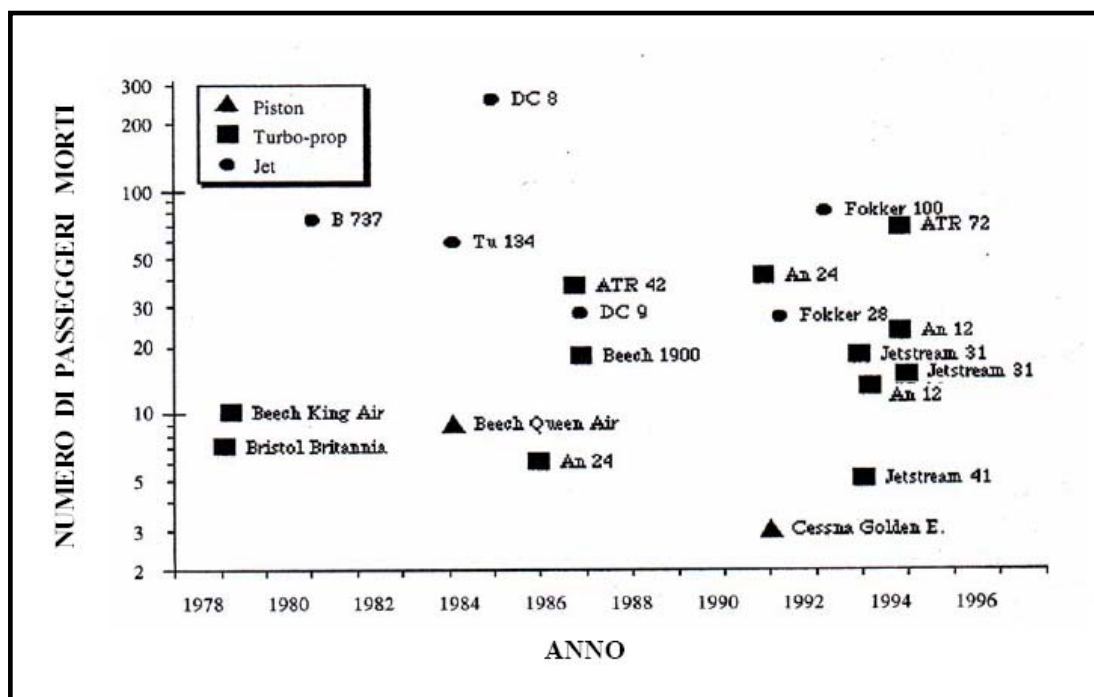


Figura 2.1 - Incidenti mortali provocati dalla formazione di ghiaccio su velivoli con più di 7 persone a bordo a partire dal 1978

Si è provveduto, inoltre, a classificare gli incidenti anche in funzione delle cause e della fase di volo in cui questi si sono manifestati.

Per ciò che riguarda le cause:

- il 35 % degli incidenti sono stati provocati da formazione di ghiaccio sulle superfici aerodinamiche;
- il 26 % da formazione di ghiaccio al motore;
- il 16 % da formazione di ghiaccio al suolo;
- il 23 % da altre cause.

Per quanto concerne la fase di volo invece è interessante notare che, per i turboelica, tali eventi sono risultati ugualmente distribuiti in tutte le fasi di volo, mentre, per quanto riguarda i velivoli turbogetto, gli incidenti sono accaduti essenzialmente per formazione di ghiaccio al suolo.

2.2 - Effetti del ghiaccio sui velivoli

Il ghiaccio può influenzare le prestazioni e le qualità di volo di ogni velivolo in funzione della posizione, della quantità e del tipo di contaminante che si forma: risulta, pertanto, difficile classificare tutti i possibili effetti del ghiaccio su un aeromobile.

Quelli più importanti sono all'origine dei seguenti fenomeni:

- stallo dell'ala;
- stallo del piano orizzontale di coda (*Icing Contaminated Tail Stall - ICTS*);
- instabilità laterale (*Icing Contaminated Roll Upset - ICRU*);
- formazione di ghiaccio al suolo;
- ghiaccio per induzione/aspirazione/espansione/cambiamento di stato;
- ghiaccio al carburatore;
- ghiaccio all'elica;
- ghiaccio alle antenne e sonde strumentali;
- contaminazione del blindovetro.

■ Stallo dell'ala

Descrizione - La formazione del ghiaccio sull'ala ha cinque effetti principali:

- la diminuzione dell'angolo di incidenza di stallo;
- la riduzione della portanza a parità di angolo d'incidenza;
- l'aumento della resistenza;
- l'aumento del peso;
- la variazione del momento aerodinamico.

Tra questi gli effetti sicuramente più critici sono i primi due: si pensi che anche solo una piccola quantità di ghiaccio sul bordo d'attacco infatti può drasticamente modificare le caratteristiche della curva del Cl del profilo alare determinando, tra l'altro, sempre una diminuzione del coefficiente massimo di portanza Cl_{max} .

Esiste un'infinita varietà di forme, spessori e consistenze di ghiaccio le quali, in funzione di alcune variabili (umidità, velocità, curvatura, posizione, incidenza), possono formarsi attorno ad un profilo alare.

Ogni diversa forma di ghiaccio produce essenzialmente un nuovo profilo con differenti caratteristiche aerodinamiche.

Inoltre le nuove curve di resistenza e portanza o il nuovo angolo di incidenza di stallo o il nuovo coefficiente del momento di beccheggio, non solo saranno differenti da quelli del profilo originario, ma saranno differenti anche da quelli prodotti da altre formazioni di ghiaccio.

Di fatto gli effetti prodotti da questi nuovi profili alari sono svariati: alcuni sono relativamente trascurabili e quasi indistinguibili rispetto a quelli del profilo originario, altri invece possono alterare le caratteristiche aerodinamiche così drasticamente che, ad esempio, l'ala potrebbe immediatamente entrare in stallo ed anche senza alcun tipo di preavviso.

Criteri di prevenzione - Quando si vola in condizioni che favoriscono la formazione di ghiaccio è molto importante monitorare la velocità e mantenere un margine maggiore dalla velocità di stallo.

Alcuni velivoli sono forniti di impianti che automaticamente diminuiscono l'angolo di incidenza al quale intervengono i sistemi di avviso di stallo; ciò accade, di solito, nel momento in cui il pilota attiva i sistemi antighiaccio.

Azioni di recupero - La manovra per la rimessa dallo stallo dovuto a formazione di ghiaccio è sostanzialmente analoga a quella prevista per lo stallo classico: il pilota deve ridurre l'angolo di incidenza ed incrementare la velocità.

Solitamente, ma soprattutto in questo caso, è buona norma aumentare la potenza gradualmente e con attenzione in quanto una sua brusca applicazione potrebbe provocare effetti indesiderati, improvvisi e deleteri.

Si consideri inoltre che, poiché l'incremento e/o il distacco del ghiaccio possono essere asimmetrici, anche lo stallo dell'ala può essere asimmetrico: in queste condizioni tale effetto potrebbe essere associato anche ad un indesiderato rollio dell'aeroplano.

La manovra per la rimessa da tali circostanze obbliga il pilota a ridurre l'angolo di incidenza e ad operare opportunamente con gli alettoni per neutralizzare il predetto rollio.

Nonostante lo stallo dell'ala possa provocare, proprio come l' *Icing Contaminated Roll Upset (ICRU)* , che verrà analizzato successivamente, un improvviso momento di rollio indesiderato, la maggiore differenza con l' *ICRU* consiste nel fatto che il

fenomeno descritto in questa sezione, in genere, non è in grado di provocare un'inversione dei momenti di cerniera degli alettoni.

Per entrambi i fenomeni, comunque, si ricordi che l'azione iniziale di rimessa consiste sempre in una diminuzione dell'angolo d'incidenza.

■ Stallo del piano orizzontale di coda (ICTS)

Descrizione - Per i velivoli ad architettura “convenzionale” il centro di gravità (C.G.) è posizionato davanti al centro aerodinamico dell'ala.

Perciò la portanza alare ed il peso del velivolo generano un momento picchiante che deve essere bilanciato, affinché l'aeromobile sia longitudinalmente stabile, da un altro momento uguale ed opposto generato dalla deportanza del piano orizzontale di coda (figura 2.2).

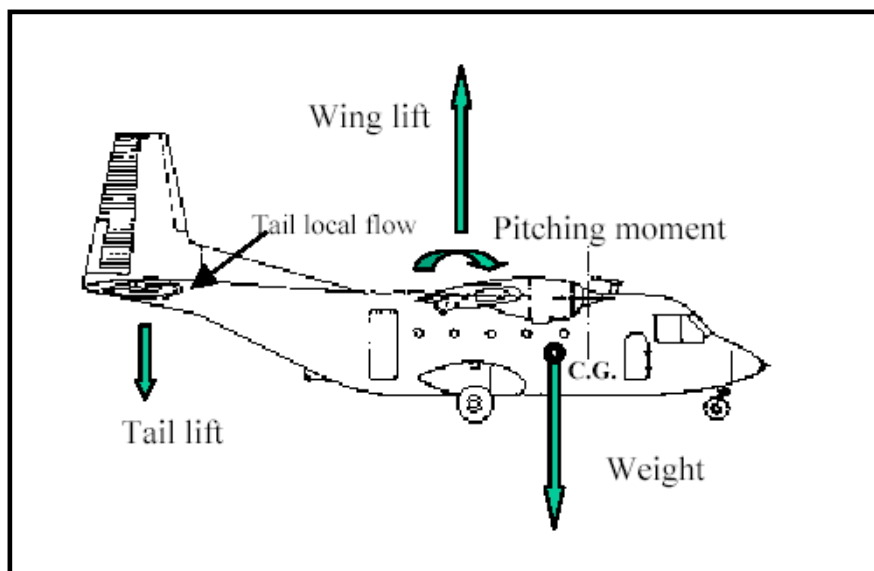


Figura 2.2 - Equilibrio delle principali forze e momenti per un velivolo ad architettura “convenzionale”

La prima cosa da sottolineare quando si parla di *ICTS* è che l'angolo di incidenza del piano orizzontale di coda è completamente differente da quello dell'ala.

La relazione che lega i suddetti angoli di incidenza è la seguente:

$$\alpha_h = \alpha_{\text{airplane}} - \epsilon_h + i_h \quad (1)$$

dove α_h è l'angolo d'incidenza del piano orizzontale di coda, $\alpha_{airplane}$ è l'angolo d'incidenza dell'ala del velivolo, i_h è l'incidenza geometrica del piano di coda stesso e infine ε_h rappresenta il contributo del downwash a valle dell'ala che, a sua volta, è funzione dell'angolo d'incidenza dell'ala, della posizione dei flaps (figura 2.3) e, per i velivoli ad elica, del flusso delle eliche.

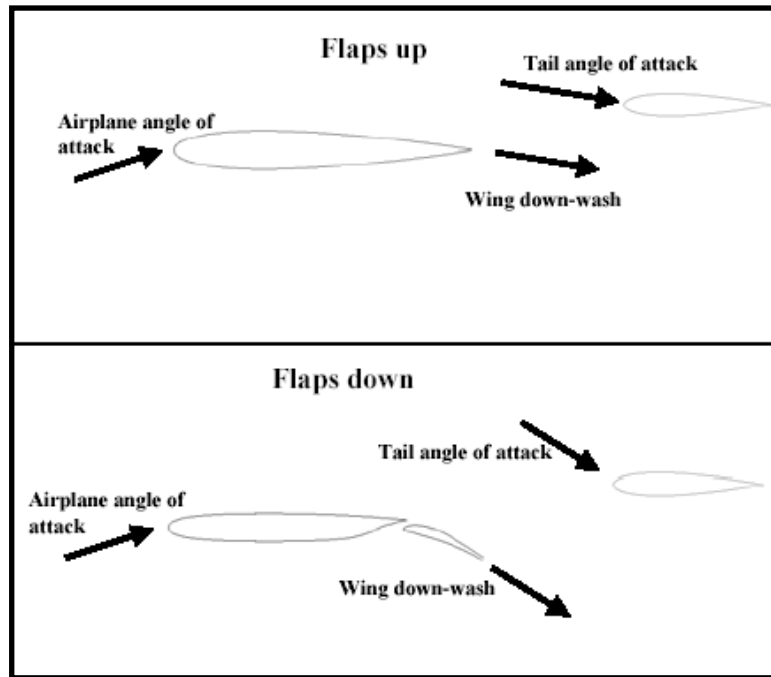


Figura 2.3 - Flaps “downwash”

Tale contributo può così essere analiticamente sintetizzato:

$$\varepsilon_h = f(\alpha_{airplane} + \varepsilon_o + \Delta\varepsilon_{flaps}) \quad (2)$$

dove ε_o rappresenta il contributo del flusso dell'elica e $\Delta\varepsilon_{flaps}$ rappresenta quello dovuto alla deflessione dei flaps.

Nel momento in cui i flaps vengono abbassati il momento picchiante del velivolo aumenta a causa dell'effettivo aumento della curvatura alare.

La variazione del downwash, provocato dall'abbassamento dei flaps, genera un aumento dell'angolo d'incidenza del piano di coda che, di per sé, aiuta la coda a generare la necessaria deportanza.

Il pilota, in seguito, agendo sul trim longitudinale raffina tale variazione e, in funzione del tipo di velivolo e della velocità di trim desiderata, riduce od aumenta ulteriormente l'angolo d'incidenza della coda per ottenere l'assetto desiderato.

Se il bordo d'attacco del piano di coda è contaminato dal ghiaccio, la curva di portanza di tale profilo, soprattutto alle alte incidenze, risulta degradata e lo stallo del piano orizzontale di coda avviene ad incidenze decisamente più basse.

Quindi la manovra dell'abbassamento dei flaps in posizione massima può senz'altro essere in grado di far aumentare l'angolo d'incidenza del piano di coda oltre quello di stallo per profilo contaminato.

Nel momento in cui il piano orizzontale di coda stalla, non si è più in grado di produrre la necessaria deportanza volta a controbilanciare il naturale momento picchiante degli aeromobili ad architettura "convenzionale" e così tali macchine, nella condizione suddetta, iniziano ad appruare costantemente il muso fino a raggiungere assetti longitudinali estremi, anche superiori a quello verticale.

Se si considera inoltre che un tale evento può tipicamente accadere nel momento in cui il pilota seleziona i flaps all'atterraggio, si comprende come la quota a disposizione potrebbe essere insufficiente per consentire all'equipaggio il recupero del velivolo.

Per chiarire meglio il fenomeno, si osservi la figura 3 dove è riportato il grafico tipico della variazione del coefficiente di portanza/deportanza del piano orizzontale di coda in funzione dell'angolo d'incidenza dello stesso in caso di coda "pulita" e contaminata da ghiaccio.

Come si vede, dall'origine degli assi fino al punto A della curva, il piano di coda, sia contaminato che non, è sempre in grado di fornire la deportanza adeguata a bilanciare il velivolo nelle varie condizioni di volo.

Nel momento in cui i flaps vengono abbassati, l'aumentata inclinazione del downwash alare ($\Delta\epsilon_{flaps}$) causerà, come detto, un aumento immediato dell'angolo d'incidenza del piano orizzontale di coda e quindi, prendendo nuovamente in esame la figura 2.4, farà lavorare tale superficie in prossimità dei punti B e C, rispettivamente per il caso di bordo di attacco "pulito" e contaminato.

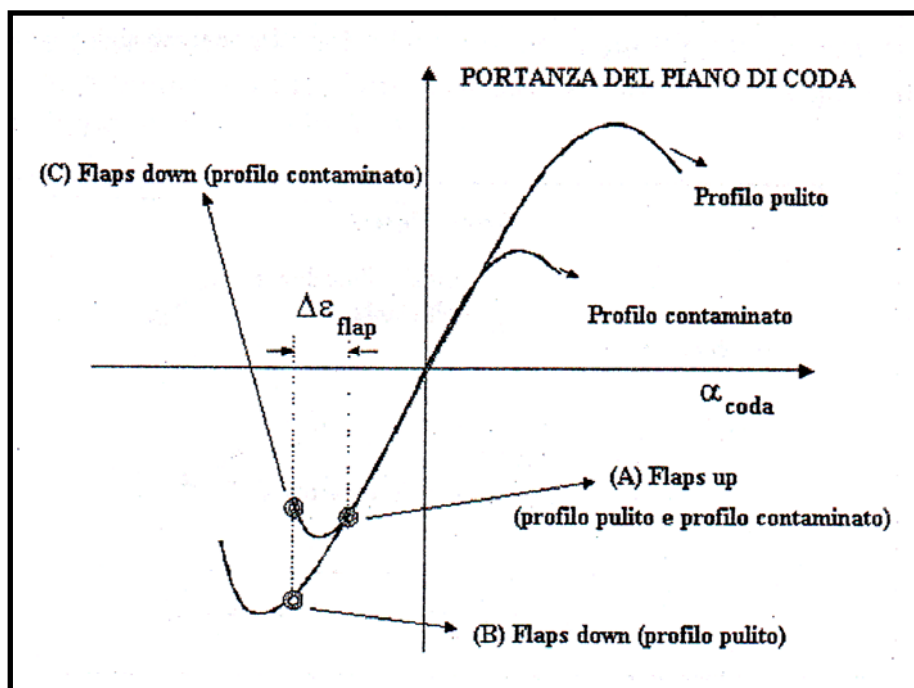


Figura 2.4 - Coefficiente di portanza/deportanza del piano orizzontale di coda nel caso di superficie “pulita “ e contaminata

Ricordando, inoltre, che nel momento in cui si abbassano i flaps, a causa della maggiore curvatura alare, è necessario che il piano di coda produca una deportanza aggiuntiva, si comprende come ciò sia possibile per il piano di coda "pulito" (punto B), ed, al contrario, impossibile per il piano di coda contaminato da ghiaccio (punto C) : quest'ultimo, lavorando in condizioni di stallo, produce una deportanza addirittura inferiore a quella che era in grado di produrre in condizioni di “flaps-up” nel punto A.

Quindi, in questo secondo caso, il pilota assisterà allo svilupparsi di un incontrastabile momento picchiante che, in assenza di opportune manovre correttive, produrrà assetti longitudinali sempre più accentuati.

Identificazione - Prima di soffermarci sui sintomi che possono aiutare il pilota ad identificare l'ICTS è importante sottolineare che questo fenomeno si manifesta in maniera totalmente differente in funzione del tipo di comandi di volo, “reversibili” od “irreversibili”, installati sui velivoli.

Si definiscono “reversibili” quei comandi di volo che usano sistemi tali per cui la barra di comando del pilota risulta collegata alla superficie di controllo semplicemente

tramite cavi, pulegge, squadre di rinvio, aste. Mentre si definiscono “irreversibili” quei comandi di volo che usano sistemi tali per cui la barra di comando del pilota risulta collegata alla superficie di controllo tramite sistemi idraulici e/o elettrici.

Infatti, nel momento in cui il piano di coda, contaminato dal ghiaccio, risulti stallato, l'area di bassa pressione che si viene a creare lungo la parte inferiore di tale superficie può generare notevoli forze che tendono a fletterla verso il basso.

Tuttavia, se il comando di volo è irreversibile la superficie non si muoverà dalla sua posizione originaria, mentre, se il comando di volo è reversibile, l'equilibratore si abbasserà immediatamente e, se la superficie aerodinamica è sufficientemente grande, la forza generata potrà essere anche in grado di strappare la barra dalle mani dei piloti.

Inoltre, per quanto riguarda i comandi di volo irreversibili, va ricordato che se anche il pilota, in presenza di *ICTS*, è in grado senza sforzi anomali di muovere il piano orizzontale di coda, esso comunque risulta stallato, per cui ogni istintivo tentativo di tirare la barra pone il piano di coda in una condizione ancora più aggravata di stallo, con relativo aumento del momento picchiante: tutto ciò, oltre a provocare un effetto opposto rispetto a quello desiderato, risulterà, per di più, alquanto disorientante.

Infine, poiché in caso di contaminazione il piano di coda può anche trovarsi a lavorare in condizioni in cui il gradiente della curva esaminata in figura 2.4 cambia segno, il pilota potrebbe essere indotto a compiere con la barra di comando dei continui movimenti longitudinali, simili a quelli osservabili nel caso di *Pilot Induced Oscillations (PIO)*, oscillazioni involontarie causate dal pilota, nell'improbabile tentativo di controllare l'assetto del velivolo.

Riassumendo, in caso di *ICTS*, i sintomi più probabili che si possono riscontrare sono i seguenti:

- movimenti longitudinali della barra di comando simili a quelli riscontrabili nel fenomeno del *Pilot Induced Oscillations*;
- per i comandi di volo di tipo reversibile “buffet” percepibile maggiormente attraverso la barra che non attraverso la struttura del velivolo;
- perdita di stabilità longitudinale, il velivolo inizia a sviluppare un inspiegabile momento picchiante;
- per i comandi di volo di tipo reversibile si potranno riscontrare possibili movimenti “uncommanded” della barra ;

- per i comandi di volo di tipo irreversibile, invece, si potrà notare una perdita di efficacia del comando stesso insieme ad un aumento del momento picchiante, a mano a mano che il pilota tira a sé la barra.

Si sottolinea inoltre che alcuni dei suddetti sintomi possono anche accadere insieme.

Criteri di prevenzione - Naturalmente la migliore azione per combattere l'*ICTS* è rispettare le indicazioni date dal costruttore e quindi utilizzare opportunamente i sistemi antighiaccio installati sul velivolo oppure, se il velivolo non è “icing certified”, non certificato per volare in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio, evitare completamente il volo in tali circostanze.

Tuttavia, se il velivolo dovesse avere tali sistemi in avaria, per un malfunzionamento avvenuto in volo, oppure in caso di impreviste formazioni di ghiaccio su velivoli non dotati di sistemi antighiaccio, alcune precauzioni possono comunque scongiurare l'instaurarsi dell'*ICTS*.

Esse possono esser così brevemente riassunte:

- limitare l'escursione dei flaps se il volo avviene in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio;
- disattivare l'autopilota in caso di formazioni di ghiaccio severe; tale automatismo infatti cercherà di correggere automaticamente ogni condizione anomala, mascherando quindi i sintomi che il pilota invece potrebbe sfruttare per interpretare la particolare situazione in atto;
- atterrare con una posizione intermedia dei flaps, usare un opportuno, e non eccessivo, incremento di velocità e modulare oculatamente il motore.

Il fenomeno dell'*ICTS* è molto insidioso, non solo perché esso è poco noto, ma anche perché, quando accade, è di difficile interpretazione.

Inoltre questo si manifesta essenzialmente nel momento in cui il pilota decide di abbassare completamente i flaps: questa manovra avvenendo tipicamente a bassa quota lascia all'equipaggio, come mostrato in figura 2.5, veramente limitati margini d'intervento.

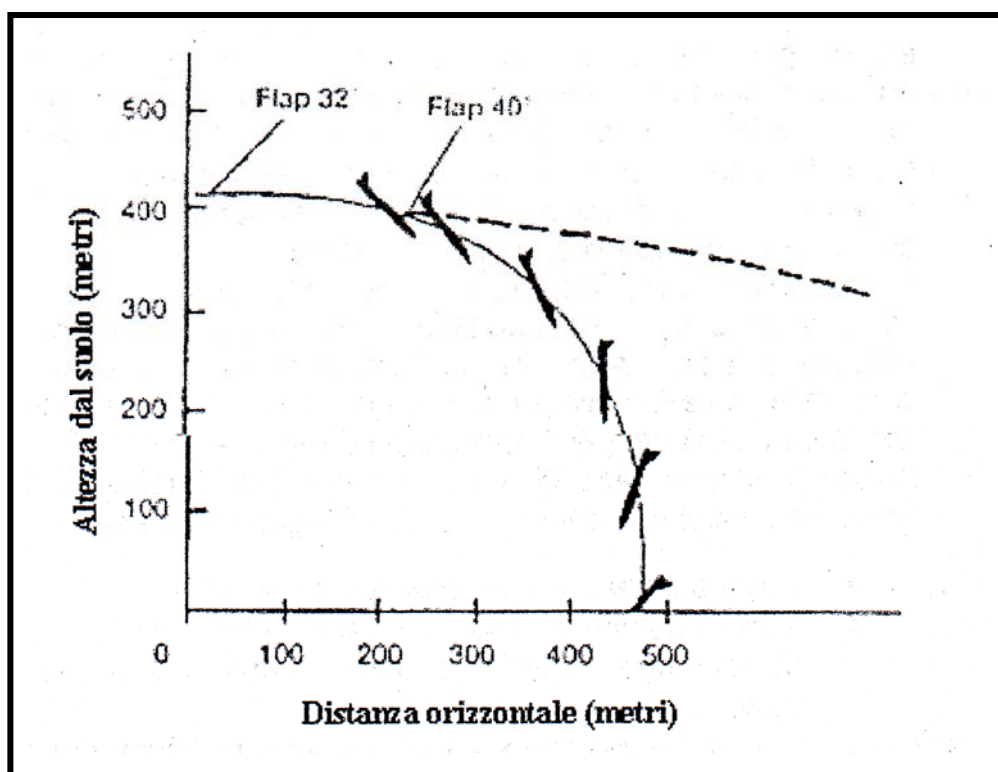


Figura 2.5 - Dinamica di un tipico incidente provocato dall'ICTS

La maniera migliore per combattere tale fenomeno è sicuramente averne una conoscenza completa; ciò implica: comprenderne la dinamica, conoscere le caratteristiche dei comandi di volo del velivolo su cui si opera, capire le azioni che possono generarlo, conoscere i sintomi caratteristici, avere sempre ben presente la situazione globale in cui si opera ed infine, come “ultima ratio”, sapere quali sono le azioni correttive.

Tutto ciò, in caso di ICTS, deve essere ben chiaro nella mente dei pilota, poiché la tempestività di un intervento corretto è l'altro parametro fondamentale che può, se tutti i criteri di prevenzione fossero trascurati, scongiurare il verificarsi di un incidente

Azioni di recupero - Quando il pilota si appresta a recuperare il velivolo dalla perdita di stabilità longitudinale è vitale che questi non confonda l'ICTS con il normale stallone alare, in quanto le azioni necessarie per la rimessa sono alquanto differenti.

Dopo aver descritto la dinamica dell'ICTS si comprende come questo evento si manifesti tipicamente nel momento in cui il pilota decida di posizionare i flaps alla massima estensione.

Pertanto si dovrà riportare immediatamente i flaps nella posizione precedente e contemporaneamente tirare opportunamente la barra; per quanto riguarda lo stallo alare, invece, è noto che la barra debba essere appoggiata in avanti.

Questa puntualizzazione è particolarmente importante per quei velivoli equipaggiati anche di “stick shaker” : sistema automatico che introduce oscillazioni simulate sulla barra di comando per fornire al pilota delle sensazioni assimilabili a quelle caratteristiche di uno stallo.

Con tale sistema, infatti, si corre il rischio di fuorviare facilmente il pilota: ad esempio, l'intervento dello “stick shaker” può facilmente essere confuso con il buffet aerodinamico sui piani di coda provocato dall'ICTS e, vista la differenza di interventi necessari per ricoverare il velivolo, è fondamentale che non ci siano dubbi circa l'intervento correttivo da adottare.

La percezione della velocità indicata, della situazione atmosferica, della variazione della configurazione del velivolo sono discriminanti fondamentali per interpretare correttamente le varie circostanze: in sintesi la corretta “situation awareness”, la situazione in atto, è una delle condizioni che deve essere tenuta ben presente per interpretare correttamente l'ICTS.

Riassumendo, in caso di ICTS, il pilota, per cercare di contrastare la tendenza a picchiare del velivolo, dovrà agire come segue:

- possedere la corretta “situation awareness” ;
- immediatamente retrarre i flaps nella posizione precedente e quindi tirare indietro la barra quanto basta per recuperare il velivolo ;
- utilizzare i motori in maniera adeguata (infatti per alcuni modelli di velivolo l'aumento eccessivo di potenza può aggravare il fenomeno in esame) ;
- se impossibilitati a sghiacciare i piani di coda, atterrare con un ridotto settaggio dei flaps.

■ Instabilità laterale (ICRU)

Descrizione - Tale fenomeno è causato da una iniziale separazione del flusso che a sua volta può provocare una indesiderata deflessione degli alettoni o comunque una perdita o degrado delle caratteristiche di rollio del velivolo.

L' Icing Contaminated Roll Upset (ICRU) non si verifica molto frequentemente, ma quando avviene è in grado di modificare radicalmente le caratteristiche laterali di ogni velivolo, a prescindere dalle loro dimensioni.

Inoltre tale fenomeno, quando risulta causato da condizioni atmosferiche favorevoli a formazioni di ghiaccio "severe", è alquanto insidioso in quanto può sopraggiungere improvvisamente e senza alcun tipo di avviso aerodinamico.

In particolari condizioni atmosferiche la formazione di ghiaccio sulla superficie anteriore dell'ala può generare una bolla di bassa pressione sul dorso alare che, in funzione di altre condizioni, può arrivare ad estendersi posteriormente fino ad interessare gli alettoni.

In questa situazione l'anomala area di bassa pressione presente sul dorso alare può causare, nei velivoli con alettoni di tipo reversibile, l'inversione dei momenti di cerniera e, di conseguenza, un'improvvisa e violenta deflessione di tali superfici verso la bolla di bassa pressione, "aileron snatch", mentre nel caso di velivoli con alettoni reversibili invece, tale fenomeno può provocare una riduzione o addirittura una perdita d'efficacia di tali superfici.

L' "aileron snatch", tipico fenomeno nei velivoli con comandi di volo reversibili, è un termine anglosassone che serve a descrivere l'improvviso e non voluto spostamento degli alettoni dalla loro posizione neutra, causato dall'anomalo sbilanciamento delle forze aerodinamiche in prossimità di tali superfici anche ad angoli d'incidenza ben inferiori rispetto a quello critico.

Inoltre, sui velivoli equipaggiati con questo tipo di alettoni tale fenomeno provoca anche un netto cambiamento degli sforzi che la catena dei comandi di volo trasmette all'equipaggio: il pilota invece di esercitare dello sforzo per spostare gli alettoni è costretto ad impiegare della forza per riportarli e tenerli al centro.

Altri indizi concreti dell'instaurarsi di questo fenomeno possono essere forniti da oscillazioni, vibrazioni, scuotimenti o buffet che si manifestano sulla barra di comando.

Si ricordi invece che per alettoni di tipo irreversibile la parziale o totale perdita di efficacia di tale comando dovuta all'ICRU, in genere, non è associata a variazioni degli sforzi trasmessi dalla catena dei comandi di volo al pilota.

L'ICRU è generalmente accompagnato da variazioni di assetto laterale che, data la sostanziale perdita di efficacia degli alettoni, risultano assai pericolose in quanto il pilota, in tali situazioni, non dispone del comando primario per tentare di correggere l'assetto del velivolo.

Criteri di prevenzione - Tipicamente l'ICRU è provocato da uno scalino di ghiaccio che si forma in prossimità del bordo di attacco alare.

Le tipiche condizioni favorevoli a tale formazione si verificano quando il velivolo attraversa uno strato di "Super Large Droplets" (SLD), particelle di acqua soprafusa di grandi dimensioni: queste gocce, a causa della loro grande inerzia, riescono a colpire, in particolari condizioni, la superficie dell'ala anche al di là delle zone protette dai sistemi antighiaccio.

Queste, all'impatto, si ghiacciano e gradualmente formano uno scalino che non può essere artificialmente eliminato: il tipico caso in cui un simile processo può avere luogo si verifica, ad esempio, quando il velivolo attraversa con i flaps estesi nubi in cui esistono SLD.

Per quanto concerne i criteri di prevenzione quindi:

- per prima cosa evitare di attraversare strati formati da SLD ;
- poi analizzare accuratamente le previsioni e le carte meteorologiche, individuare le aree in cui esistono o sono previste le condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio, porre tali aree in correlazione alla rotta pianificata; a tal proposito è utile sapere che in circa il 25% dei casi è stato possibile riscontrare la presenza di SLD all'interno di nubi stratificate la cui temperatura, a tutti i livelli, era al di sotto del punto di congelamento ed alla cui sommità si è riscontrato uno strato consistente di "wind shear" mentre la presenza di uno strato più caldo superiore, invece, non è affatto scontata ;
- successivamente, prestare particolare attenzione alla temperatura esterna, al livello di congelamento, specialmente quando la temperatura totale dell'aria è vicina a 0°C o è, addirittura, di poco maggiore; poi nel caso si riscontrino formazioni di ghiaccio "severe", cambiare rotta, quota od entrambe per cercare

un'area più calda o sostanzialmente più fredda o meglio, priva di nubi;

- infine se si dovessero riscontrare significativi accumuli di ghiaccio, sganciare l'autopilota e passare al controllo manuale del velivolo; gli automatismi, infatti, potrebbero mascherare sintomi importanti per l'identificazione dell'ICRU o potrebbero, improvvisamente, disconnettersi provocando repentinamente una considerevole variazione di assetto.

E' conveniente evitare di effettuare attese in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio con i flaps estesi: prolungate attese in tali condizioni potrebbero provocare un accumulo di contaminante al di là delle zone protette dai sistemi antighiaccio.

Se tuttavia, in tali condizioni, i flaps sono stati abbassati si consiglia di non retrarli, in quanto l'aumento d'incidenza connesso con la predetta manovra potrebbe generare un angolo superiore rispetto a quello di stallo del profilo alare contaminato.

In ogni caso, anche per le predette operazioni, si suggerisce di seguire scrupolosamente le indicazioni fornite dal costruttore.

Dopo l'incidente che coinvolse l'ATR 72 dell'American Eagle nei pressi dell'aeroporto regionale di Roselawn, nello stato dell'Indiana, analizzato in seguito, tutti i turboelica con comandi di volo di tipo reversibile sono stati analizzati dalla FAA per cercare di determinare gli elementi che potessero aiutare gli equipaggi ad identificare le SLD. Le scoperte più significative sono riportate qui di seguito:

- accumulo di ghiaccio sulle aree normalmente non interessate da tale fenomeno (ad esempio sui trasparenti laterali dell'ATR) ;
- formazione di ghiaccio dietro le zone protette ;
- accumulo di ghiaccio sulle ogive delle eliche o sulle carenature dei motori, ben oltre le aree normalmente interessate ;
- pioggia visibile per valori della temperatura esterna dell'aria inferiori a 0°C.

Azioni di recupero - In caso di ICRU si consiglia immediatamente di ridurre l'angolo di incidenza per tentare di riacquisire il controllo del velivolo.

Questa, in tali condizioni, è l'unica manovra che potrebbe risultare efficace: infatti, la riduzione dell'angolo di incidenza potrebbe far riattaccare il flusso aerodinamico e permettere nuovamente il controllo laterale dell'aeroplano.

L'angolo d'incidenza può essere ridotto abbassando l'assetto del velivolo, aumentando la velocità od estendendo i flaps.

La tecnica preferita è senz'altro la prima: infatti, nonostante la necessaria perdita di quota, si potrà godere di un'istantanea riduzione dell'angolo d'incidenza e di un contemporaneo aumento di velocità.

La tecnica che prevede l'estensione dei flaps può essere considerata secondaria in quanto i benefici possono non essere immediati: l'estensione dei flaps provoca sensibili variazioni di trimmaggio longitudinale ed inoltre può provocare l'ICTS.

Comunque, va ricordato, che nell'inconveniente accaduto all'EMB-120 nel Marzo del 1998 l'estensione dei flaps si dimostrò l'unica manovra che permise concretamente di riacquisire il controllo del velivolo.

Se si sta effettuando una virata, è vitale annullare l'angolo di bank oltre che impostare una potenza coerente con le condizioni di volo, quindi monitorare la velocità e l'angolo d'assetto e/o d'incidenza, se disponibile.

Se i flaps sono stati estesi, a meno che il dorso dell'ala non risulti privo di contaminazione, è consigliato di non retrarli.

Controllare poi che i sistemi di protezione dalla formazione di ghiaccio funzionino correttamente: se si verificano dei malfunzionamenti seguire le procedure di emergenza previste dal costruttore.

Infine comunicare, appena possibile, al servizio del controllo del traffico aereo, l'incontro di condizioni atmosferiche in grado di generare formazioni di ghiaccio "severe": una tempestiva comunicazione in merito alla presenza di simili condizioni meteorologiche potrebbe essere di vitale importanza per altri equipaggi.

■ Formazione di ghiaccio al suolo

Il principio fondamentale su cui si basano le operazioni durante condizioni di tempo avverso è il concetto di "ala pulita" : la normativa JAR-OPS 1.345 prescrive esplicitamente che la corsa di decollo non deve essere iniziata a meno che le superfici aerodinamiche del velivolo non siano libere da ogni forma di contaminante che potrebbe influenzare negativamente le prestazioni e/o le qualità di volo del velivolo, ad eccezione dei casi specificatamente previsti dal costruttore.

I dati sperimentali di volo indicano che formazioni di brina, neve o ghiaccio sul bordo d'attacco e sulla zona anteriore del dorso alare, con spessori e ruvidità paragonabili a quelli della cartavetrata di grana media o grossa, possono ridurre la

massima portanza producibile anche del 30% ed aumentare la resistenza anche del 40% : spessori e ruvidità maggiori, naturalmente, peggiorano ancor più l'efficienza del profilo.

Oltre alle considerazioni riguardanti le prestazioni è opportuno ricordare che il ghiaccio, ovunque e comunque si formi, rappresenta la forma di contaminante più pericolosa: ad esempio, il ghiaccio che si forma nella zona superiore della fusoliera di un velivolo potrebbe staccarsi durante la corsa di decollo e venire ingerito dai motori montati posteriormente.

La contaminazione al suolo dei velivoli può essere provocata da neve o da altre precipitazioni congelatesi, inoltre, essa dipende dalla temperatura esterna, dalla temperatura della superficie del velivolo, dall'umidità relativa, dalla velocità e dalla direzione del vento.

Una precipitazione particolarmente insidiosa è rappresentata dalla pioggia di granuli di ghiaccio o “ice pellets”: essi sono costituiti da corpuscoli trasparenti o traslucidi con un diametro massimo fino a 5 mm che , normalmente, rimbalzano quando colpiscono il suolo producendo addirittura un rumore ben distinto.

Inoltre, tale precipitazione riesce a penetrare anche il fluido antighiaccio di cui le superfici aerodinamiche dei velivoli vengono cosparse: ciò fa sì che gli “ice pellets” siano in grado di entrare in contatto con le superfici del velivolo e degradare le caratteristiche dei fluidi protettivi molto rapidamente.

Nei velivoli in cui i serbatoi sono a diretto contatto con la superficie interna dell'ala, la temperatura del combustibile influenza in maniera determinante anche la temperatura di tale superficie.

In questo modo, ad esempio dopo un lungo volo, la temperatura dell'ala può essere decisamente inferiore rispetto alla temperatura esterna dell'aria al suolo (fenomeno detto del “cold soaking”), così si possono avere formazioni di ghiaccio sulle ali in corrispondenza dell'ubicazione dei serbatoi: tali formazioni, in funzione della temperatura esterna, dell'umidità, del tipo di precipitazione, possono provocare formazioni sia di ghiaccio brinoso che di ghiaccio vitreo.

Quest'ultimo tipo di ghiaccio è estremamente pericoloso anche al suolo perché non solo è di difficile individuazione a causa dell'aspetto trasparente, ma perché potrebbe staccarsi durante la corsa di decollo dell'aeromobile ed essere ingerito, con

conseguenze facilmente immaginabili, dai motori di quei velivoli in cui tali apparati sono montati posteriormente.

Per evitare il verificarsi del fenomeno del “cold soaking” la temperatura superficiale dell’ala dovrebbe essere aumentata: spesso ciò è realizzato rifornendo il velivolo di combustibile caldo e/o ricoprendo le ali di fluidi caldi che hanno la capacità di abbassare il punto di congelamento: in ogni caso sia il ghiaccio che la brina devono essere rimossi prima di iniziare la corsa di decollo.

L’unica eccezione può riguardare la brina accumulata sulla superficie inferiore dell’ala che, se di dimensioni non eccedenti quelle indicate dal costruttore, può essere tollerata. Un velivolo può essere sghiacciato in svariati modi: per quanto concerne i velivoli di piccole dimensioni ad esempio, una soluzione può essere quella di trainare l’aeromobile all’interno di un hangar riscaldato e parcheggiarlo lì per il tempo opportuno.

Nel caso invece il velivolo debba rimanere all’aperto, coprire le ali e le superfici aerodinamiche critiche consentirà successivamente di abbreviare notevolmente i tempi di sghiacciamento.

Alcuni tipi di contaminante, come la neve farinosa o la brina, possono essere facilmente rimossi rispettivamente usando una ramazza o passando una corda a contatto della superficie contaminata.

In ogni caso la pratica più frequentemente adottata nell’aviazione commerciale contempla l’uso di miscele di acqua e fluidi che hanno la capacità di abbassare il punto di congelamento: tali fluidi, opportunamente riscaldati, massimizzano la loro capacità di sghiacciamento.

Nelle procedure antighiaccio, invece, è preferibile applicare i fluidi non riscaldati così da mantenere alta la loro viscosità e massimizzare il tempo di protezione.

Due procedure sono comunemente usate per combattere la formazione di ghiaccio al suolo:

- la procedura di sghiacciamento (de-icing) ;
- la procedura antighiaccio (anti-icing) .

Procedura di sghiacciamento (de-icing) - Questa operazione consente di rimuovere completamente ghiaccio, neve o brina dal velivolo per permettere l’involo con superfici prive di qualsiasi tipo di contaminazione.

Procedura antighiaccio (anti-icing) - Questa operazione permette al velivolo di essere protetto da eventuali nuovi accumuli di particelle contaminanti sulle superfici dell'aeromobile per un limitato periodo di tempo: tale periodo è detto, con terminologia anglosassone “holdover time”.

L' “holdover time” è funzione di alcune variabili: temperatura ambiente, temperatura superficiale del velivolo, vento, tipo di fluido, sua concentrazione e tipo di precipitazione. I predetti elementi influiscono sul rateo con cui la precipitazione è in grado di diluire la pellicola di fluido protettivo, fino a renderlo completamente saturo di particelle d'acqua e quindi inefficace.

Per tener conto del tempo di protezione esistono delle tabelle specifiche denominate “holdover time tables”: tali tabelle forniscono il tempo stimato di protezione, considerando ogni singola precipitazione di media intensità.

La procedura di sghiacciamento viene realizzata sempre in una singola fase, “one step procedure”, mentre la procedura antighiaccio può essere attuata in una o in due fasi, “one or two step procedure”.

Procedura antighiaccio in una unica fase (“one step anti-icing”) - Tale procedimento permette di sghiacciare la superficie dell'aeromobile e contemporaneamente di proteggerlo da ulteriori formazioni di particelle contaminanti.

Ciò è ottenuto applicando il fluido antighiaccio caldo direttamente in un'unica soluzione sul velivolo: il calore del fluido e l'energia cinetica con cui esso viene applicato sghiacciano le superfici dell'aeromobile, mentre la viscosità del fluido, anche se ridotta dall'alta temperatura, fornisce limitate capacità antighiaccio.

Procedura antighiaccio in due fasi (“two step anti-icing”) - La prima fase, di sghiacciamento, è usata per rimuovere ogni tipo di contaminante congelatosi sul velivolo mentre la seconda fase, antighiaccio, invece prevede l'applicazione di un altro tipo di fluido per estendere al massimo il tempo di holdover .

Nella procedura appena descritta, il fluido antighiaccio è applicato prima che il fluido usato precedentemente per lo sghiacciamento si congeli, vanificando tale operazione: ciò normalmente avviene entro 3 minuti.

La concentrazione del fluido antighiaccio applicato nella seconda fase è funzione della temperatura esterna dell'aria, del tipo di precipitazione e dell' “holdover time” desiderato.

La procedura antighiaccio in due fasi è quella che garantisce, come già accennato, il massimo “holdover time” possibile, tuttavia è sicuramente più lunga e costosa di quella effettuata in una unica fase.

Inoltre, nella procedura in due fasi è necessario seguire scrupolosamente le indicazioni dei fornitori dei fluidi: infatti alcuni fluidi antighiaccio non sono compatibili con altri utilizzati per lo sghiacciamento.

Il principio fondamentale su cui si basano i fluidi usati per proteggere i velivoli dalle avverse condizioni meteorologiche è la capacità di abbassare il punto di congelamento dell’acqua: tali fluidi, come già accennato, vengono detti “Freezing Point Depressant” (FPD).

I fluidi specificatamente usati per lo schiacciamento, fluidi di tipo I, manifestano un comportamento “newtoniano”, mentre i fluidi di tipo II e IV, usati propriamente per il trattamento antighiaccio, presentano caratteristiche “non-newtoniane”.

Nei fluidi “newtoniani” la viscosità è funzione unicamente della temperatura (minore è la temperatura e maggiore risulta la viscosità), mentre per i fluidi “non-newtoniani” la viscosità è funzione della temperatura e degli sforzi di taglio (maggiori sono gli sforzi di taglio e minore è la viscosità).

Questo implica che quando il velivolo è fermo o rulla la buona viscosità dei fluidi “non-newtoniani” permette a tali sostanze di rimanere ben aderenti alle superfici dei velivoli, garantendo così la massima efficacia contro le formazioni di contaminanti mentre, non appena il velivolo inizia la corsa di decollo, all’aumentare della velocità e quindi degli sforzi di taglio, la viscosità di tali fluidi diminuisce, permettendo così agli stessi di abbandonare facilmente l’aeromobile.

In sintesi i fluidi di tipo I, a causa del loro comportamento “newtoniano” e della loro limitata viscosità, sono prevalentemente usati come fluidi per lo sghiacciamento, mentre i fluidi di tipo II e IV, a causa del loro comportamento “non-newtoniano” e della loro elevata viscosità, sono prevalentemente usati come fluidi antighiaccio.

Un’ultima nota che riguarda i fluidi di tipo IV è la seguente: tali fluidi non si spandono in maniera uniforme tanto facilmente quanto i fluidi di tipo II, per cui è essenziale controllare che tale prodotto abbia formato realmente una pellicola protettiva uniforme su tutta la superficie del velivolo prima di decollare.

L’esperienza ha dimostrato che la viscosità propria dei fluidi di tipo II è in grado

di penalizzare in maniera apprezzabile le capacità portanti dei velivoli con basse velocità di rotazione.

Perciò è stata realizzata una nuova categoria di fluidi antighiaccio, classificati di tipo III : la capacità antighiaccio dei fluidi di tipo III, anch'essi dotati di caratteristiche “non-newtoniane”, è compresa tra quella dei fluidi di tipo I e quella dei fluidi di tipo II.

Tuttavia, rispetto ai fluidi di tipo II, i fluidi di tipo III sono di gran lunga meno viscosi e così possono essere eliminati facilmente durante la corsa di decollo anche da quei velivoli la cui velocità di rotazione non supera i 100 kias circa.

Al momento, comunque, i fluidi di tipo III non sono commercialmente prodotti per cui, ancora, non vengono utilizzati.

Il tempo di holdover viene computato dal momento in cui inizia l'ultimo trattamento antighiaccio ed è fondamentale che il velivolo abbia già raggiunto la velocità di rotazione prima che tale tempo sia superato.

Questo implica che la somma dei tempi richiesti per effettuare il trattamento antighiaccio, per rullare al punto attesa della pista in uso, per attendere l'autorizzazione all'allineamento ed al decollo e per effettivamente decollare, deve essere inferiore al tempo di holdover permesso.

Tali tempi, soprattutto in aeroporti con alta densità di traffico, possono portare ad eccedere il tempo di holdover calcolato e ciò , generalmente , può comportare ulteriori ritardi.

Nel caso poi il velivolo avesse avuto anche un tempo assegnato di partenza, “slot time” , tali ritardi possono provocare il mancato rispetto di tale “slot” e la necessità di coordinarne un altro con prevedibili disagi per il volo.

Quando il tempo di holdover previsto è stato superato, il comandante può decidere di rientrare alla piazzola prevista per un nuovo trattamento di sghiacciamento ed antighiaccio, o può procedere avvalendosi di un'ispezione per constatare ancora l'assenza di contaminante dalle superfici critiche di volo.

Tali superfici possono essere osservate, ammesso che ciò sia possibile, dalla cabina passeggeri, ma potrebbe risultare comunque molto difficile identificare le tracce di ghiaccio lasciate da una fine pioggia congelatesi, “freezing rain”, magari in condizioni di penombra.

Perciò, data l'importanza di tale controllo, esso, dove è possibile, dovrebbe essere

svolto, da personale qualificato, esternamente ed in maniera tattile, con attenzione e senza farsi prendere dalla premura.

Se da questo controllo emerge che il fluido è ancora efficace il decollo deve comunque essere effettuato al più tardi entro i 5 minuti successivi; se, invece, si evince che il fluido ha perso la sua efficacia è obbligatorio posticipare il decollo per effettuare un altro trattamento antighiaccio completo.

In ogni caso, è opportuno specificare che l'ultima parola in merito alla possibilità di decollare od alla necessità di rientrare alla piazzola di sghiacciamento è sempre di competenza del comandante del volo.

Com'è stato esposto, i fluidi descritti precedentemente sono concepiti per salvaguardare il velivolo dalle formazioni di contaminanti fino al momento in cui il velivolo non si stacca dal suolo.

Durante la corsa di decollo tali fluidi abbandonano l'aeromobile e la protezione da eventuali formazioni di ghiaccio deve essere svolta dai sistemi antighiaccio installati sul velivolo.

Quando le condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio esistono già durante il decollo, i sistemi antighiaccio dei motori e delle superfici dovrebbero essere rispettivamente attivati ed armati già durante il rullaggio.

Nel momento in cui inizia l'involo anche questi ultimi devono entrare immediatamente in funzione per proteggere efficacemente le superfici del velivolo sin dalle fasi iniziali del decollo: in ogni caso, anche in tale frangente è necessario seguire scrupolosamente le indicazioni specifiche del costruttore.

Come descritto in precedenza il trattamento antighiaccio, a prescindere dal tipo di fluido usato, lascia una sottile pellicola attorno alle superfici dell'aeromobile: tale pellicola, purtroppo, penalizza le prestazioni di decollo anche se il velivolo, al momento dell'involo, risulta privo di qualsivoglia contaminante.

Le penalizzazioni più significative sono state riassunte di seguito:

- maggiore resistenza aerodinamica ;
- minore accelerazione ;
- distanze caratteristiche di decollo maggiorate.

Naturalmente l'entità specifica di tali penalizzazioni dipende dal tipo di fluido usato, dalla sua concentrazione e dal tipo di velivolo.

Un'ultima nota riguarda il cosiddetto “economical fuel” ossia il quantitativo di carburante supplementare imbarcato unicamente per convenienza economica.

Molti operatori, soprattutto se responsabili di velivoli con serbatoi di carburante annegati nella struttura alare, prescrivono di non attuare tale pratica se a destinazione esistono le condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio.

Tali condizioni, in genere, sono individuate dai seguenti parametri:

- temperatura esterna dell'aria uguale od inferiore a 10°C ;
- elevato valore dell'umidità relativa.

Inoltre, quando le condizioni atmosferiche sono tali, è raccomandabile rifornire di carburante caldo il velivolo: tale pratica infatti limita gli effetti dovuti al fenomeno del “cold soaking” descritto in precedenza ed in sostanza riduce la possibilità di formazione di brina sull'ala.

Inoltre, per massimizzare gli effetti benefici della suddetta operazione, è utile azionare le pompe carburante: queste ultime provvederanno, una volta in funzione, a mescolare in breve tempo il carburante caldo con quello freddo presente ancora nel velivolo, al fine di ottenere rapidamente, all'interno del serbatoio, una distribuzione ottimale della temperatura di equilibrio.

■ Ghiaccio per induzione/aspirazione/espansione/cambiamento di stato

Usualmente i velivoli sono equipaggiati di varie prese d'aria (prese d'aria motori, prese dinamiche, prese di raffreddamento, prese d'aria per carburatori, ecc.) : nonostante la temperatura dell'aria prima del condotto sia superiore a 0°C, all'interno del condotto la temperatura dell'aria può abbassarsi fino a quella di congelamento: in tale caso, ed in presenza di alta umidità relativa, il vapore acqueo nell'atmosfera può trasformarsi in ghiaccio ed accumularsi fino ad occludere i predetti condotti.

La formazione di ghiaccio al carburatore è un tipico esempio del suddetto fenomeno; data l'importanza del buon funzionamento del carburatore per i velivoli con motore a pistoncini, tale componente normalmente è dotato di un dispositivo che convoglia l'aria calda dei gas di scarico all'interno del condotto di aspirazione, in maniera da scaldare l'aria esterna che si appresta ad attraversare un tubo di Venturi, e quindi scongiurare ogni possibile formazione di ghiaccio nella gola all'interno del carburatore.

Esistono dei diagrammi specifici per aiutare i piloti di tali velivoli a decidere quando azionare questo sistema: tali grafici, mettendo in relazione la temperatura dell'aria con quella di rugiada, mostrano le condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio.

Per quanto concerne le prese d'aria del motore è utile ricordare che il pericolo maggiore è rappresentato dal ghiaccio che si accumula sul “labbro” della presa d'aria stessa: tale formazione, infatti, distorce il flusso aerodinamico riducendo così, nella migliore delle ipotesi, la prestazione del propulsore.

Inoltre il ghiaccio può staccarsi, essere aspirato dal motore e provocare un improvviso spegnimento; per queste ragioni le prese d'aria in genere sono equipaggiate di sistemi atti a prevenire le formazioni di ghiaccio nelle suddette aree.

Un'ultima nota riguarda un fenomeno che era più frequente in passato: il congelamento del combustibile.

Questo fenomeno è divenuto via via sempre meno frequente dal momento che la maggior parte dei combustibili vengono additivati con speciali sostanze che ne abbassano la temperatura di congelamento fino a circa - 47°C.

All'interno del combustibile, comunque, si possono sempre trovare in sospensione delle particelle d'acqua che sono responsabili delle possibili formazioni di ghiaccio all'interno dei reticoli dei filtri combustibile o sui gomiti delle relative tubazioni.

■ Ghiaccio al carburatore

Descrizione - La formazione di ghiaccio al carburatore, come già accennato, rappresenta un importante esempio di ghiaccio per aspirazione.

La vaporizzazione del carburante e contemporaneamente, l'espansione che si verificano all'interno del tubo di Venturi provocano una brusca caduta della temperatura che è in grado di innescare il fenomeno.

Il repentino abbassamento della temperatura (riduzioni di circa 20° ÷ 30°C) all'interno del carburatore trasforma il vapore acqueo presente nell'atmosfera in ghiaccio che gradualmente si può accumulare sia sul tubo di Venturi che, cosa ancora più importante, sulla valvola a farfalla, fino ad ostruirli (figura 2.6).

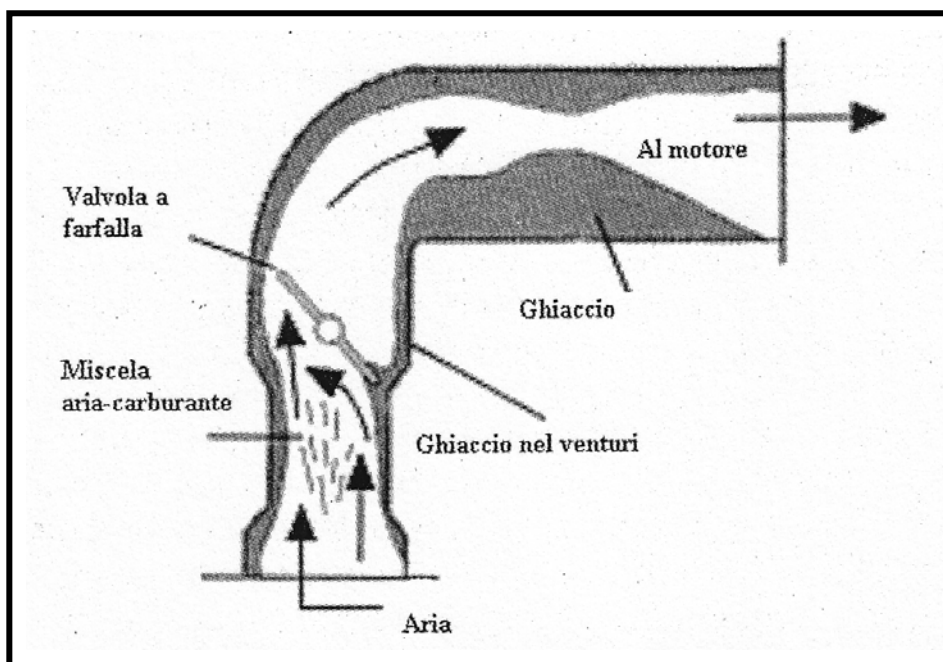


Figura 2.6 - Formazione del ghiaccio all'interno del carburatore

La graduale ostruzione del diffusore e/o della valvola a farfalla provoca inizialmente una perdita di potenza associata a ben distinti “borbottamenti”, successivamente, se non vengono intraprese azioni correttive, il motore cessa di funzionare per mancanza di miscela.

Esistono documenti che testimoniano come formazioni di ghiaccio al carburatore sono state riscontrate durante discese con temperature esterne anche superiori ai 25°C ed umidità relativa anche del solo 30% o durante la crociera con temperature esterne intorno ai 20°C ed umidità relativa pari al 60%.

In buona sostanza tale fenomeno, vista la marcata riduzione di temperatura che è in grado di provocare, può avvenire anche in giornate temperate e relativamente umide.

Inoltre la formazione del ghiaccio al carburatore può, in particolari condizioni, avvenire in maniera così repentina che, se il pilota non applica immediatamente le dovute azioni correttive, il motore, soprattutto a bassi regimi, può facilmente spegnersi.

Una volta che il motore si è spento per tale fenomeno, è molto difficile riavviarlo; in ogni caso, la sua riaccensione raramente è immediata e comunque tale ritardo potrebbe rivelarsi fatale.

Identificazione - La formazione di ghiaccio all'interno del carburatore è senz'altro più comune durante giornate rigide, ma, come descritto precedentemente, questo fenomeno, in funzione del regime motore e dell'umidità, può essere riscontrato anche in giornate relativamente calde.

Quindi, per aiutare il pilota a determinare il potenziale rischio del verificarsi di tale fenomeno, si usa un diagramma appositamente studiato e denominato "carburetor icing chart".

Questo grafico mostra le probabilità della formazione di ghiaccio nel carburatore, mettendo in relazione la temperatura esterna con quella di rugiada (figura 2.7).

Se la temperatura di rugiada non fosse disponibile, il quantitativo di vapor acqueo presente, in caso di ridotta visibilità o terreno bagnato, è sicuramente adeguato per l'instaurarsi del fenomeno.

Il 100% di umidità relativa può invece sicuramente riscontrarsi all'interno delle nubi, tra strati di nubi, alla base delle nubi, durante le precipitazioni ed in presenza di nebbia.

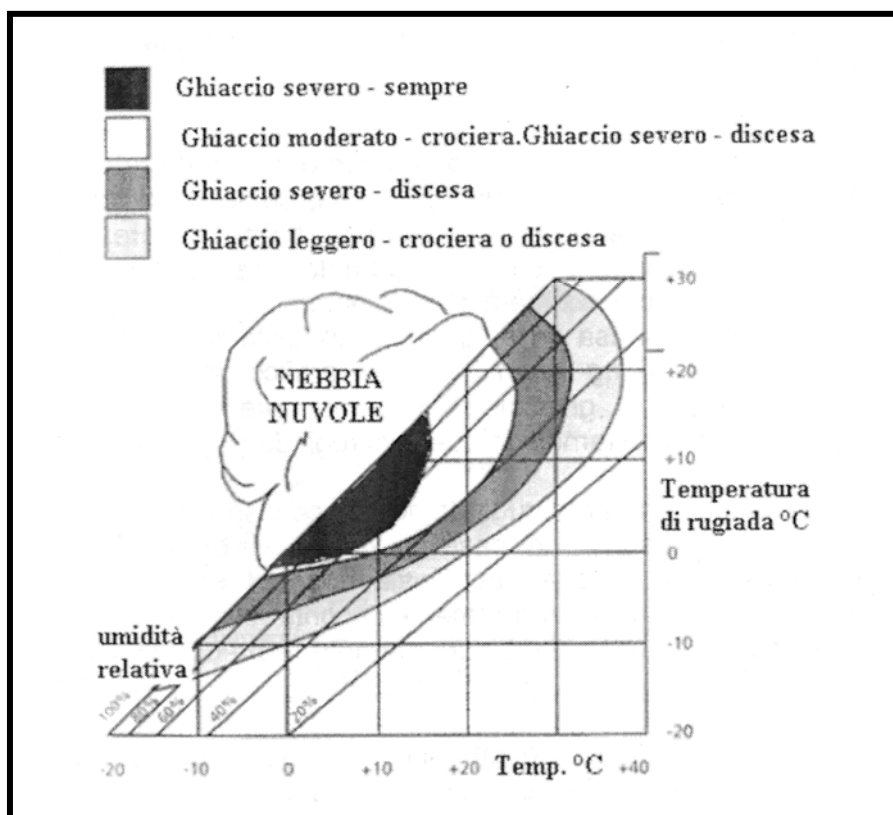


Figura 2.7 - Carburetor icing chart

In un velivolo equipaggiato di elica a passo fisso, una lieve riduzione dei giri motore e della velocità di volo possono essere considerati come i primi sintomi della formazione di ghiaccio all'interno del carburatore.

Tale calo inizialmente è molto graduale sicché il pilota, invece di fare mente locale sul fenomeno del ghiaccio al carburatore, istintivamente è portato ad aprire ulteriormente la manetta del gas per ripristinare i parametri desiderati.

Il costante accumulo del ghiaccio all'interno del carburatore provoca, come detto in precedenza, inizialmente riduzioni di potenza e di velocità, poi distinte vibrazioni e scuotimenti ed infine il motore inizia a “singhiozzare” fino al momento in cui cessa di funzionare.

In un velivolo equipaggiato con un'elica a giri costanti, i primi sintomi della formazione di ghiaccio all'interno del carburatore saranno denunciati dalla graduale riduzione della pressione di alimentazione poiché il regolatore giri elica manterrà, fin quando possibile, i giri motore costanti.

Criteri di prevenzione - Durante la messa in moto ed il rullaggio il comando “aria calda al carburatore” dovrebbe essere tenuto nella posizione “COLD”.

Durante la prova motore, il pilota deve sempre verificare il corretto funzionamento del sistema dell'aria calda al carburatore: muovendo la leva di comando in posizione “FULL HOT” questi deve constatare una riduzione di potenza, quindi riportando la leva in posizione “COLD” si dovrà verificare almeno il ripristino dei parametri motori originari.

Nel caso, invece, il pilota dovesse rilevare un incremento di potenza rispetto al valore selezionato prima della prova, ciò sarà sufficiente a concludere che un certo accumulo di ghiaccio nel carburatore si sarebbe già verificato nella fase di rullaggio.

Successivamente, in simili condizioni atmosferiche, ricordarsi di dare aria calda al carburatore 5 secondi prima di iniziare la corsa di decollo; il decollo vero e proprio, comunque, deve essere sempre effettuato con il comando “aria calda al carburatore” in posizione “COLD”.

Durante la salita e la crociera, invece, bisognerà far fluire aria calda all'interno del carburatore nel caso si operi in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio: il monitoraggio degli appropriati strumenti consentirà al pilota di comprendere l'efficacia delle azioni intraprese.

La discesa e l'avvicinamento iniziale sono fasi particolarmente critiche per ciò che riguarda tale fenomeno: ciò a causa della quasi completa chiusura della valvola a farfalla.

Durante queste fasi di volo occorrerà usare l'aria calda al carburatore per lunghi periodi, inoltre mantenere il motore sempre sufficientemente caldo ripristinando, quando necessario, la potenza di crociera.

Bisognerà inoltre mantenere l'aria calda al carburatore anche durante il circuito ed il tratto finale.

L'aria calda al carburatore deve essere rimossa poco prima dell'atterraggio ed in ogni caso, sia l'atterraggio che una eventuale riattaccata o ripartenza devono essere effettuati sempre con la leva "aria calda" in posizione "COLD".

Azioni di recupero – L'aria calda al carburatore dovrebbe essere selezionata quando:

- si manifesta un calo di giri od una riduzione di pressione di alimentazione ;
- si opera in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio ;
- in accordo alla tabella "carburetor icing chart" esiste la possibilità di accumulare ghiaccio.

L'uso parziale dell'aria calda al carburatore è raccomandabile solo per quei velivoli che sono equipaggiati di termometri la cui sonda misura la temperatura del fluido all'interno del carburatore.

In assenza di tale strumento ricordarsi di portare il comando fino al punto oltre il quale il motore inizia a "borbottare" poiché un'apertura inferiore del pomello dell'aria calda al carburatore potrebbe solo essere in grado di sciogliere momentaneamente il ghiaccio, ma il calore somministrato potrebbe non essere sufficiente a prevenire il ri-ghiacciamento del vapore acqueo altrove all'interno del carburatore.

Ancora una volta, per queste operazioni, il pilota deve seguire scrupolosamente le procedure suggerite dal costruttore.

Un'ultima raccomandazione: si ricordi che immettere aria calda all'interno del carburatore comunque provoca una riduzione della potenza erogata dal motore.

Ciò implica che quando il carburatore è parzialmente occluso dal ghiaccio ed il pilota apre il flusso di aria calda al carburatore, inizialmente, si riscontrerà un ulteriore calo di potenza e la situazione potrebbe apparire addirittura peggiorata.

In questi casi, invece, bisogna resistere alla tentazione di portare la leva dell'aria calda in posizione "COLD" infatti, dopo circa 15 secondi, il carburatore risulterà completamente sghiacciato ed il motore, automaticamente, recupererà la potenza persa.

■ Ghiaccio all'elica

Le pale delle eliche dei velivoli vengono, normalmente, protette dalla formazione di ghiaccio da alcuni sistemi termoelettrici: nonostante ciò, è bene ricordare che comunque il ghiaccio può formarsi sulle pale delle eliche. Ciò è possibile quando:

- il sistema di protezione non funziona correttamente ;
- si incontrano condizioni di ghiaccio classificate "severe" ;
- si opera a quote molto alte.

Le indicazioni più evidenti del manifestarsi di questo fenomeno sono costituite da vibrazioni, scuotimenti e/o colpi violenti provocati da frammenti di ghiaccio che, staccandosi dalle eliche, colpiscono la cabina.

La formazione di ghiaccio sulle eliche, inoltre, fa sì che il velivolo necessiti di una maggiore potenza per mantenere i parametri desiderati.

Di seguito si passerà ad analizzare i possibili casi sopra citati.

Sistema di protezione non funzionante - E' assai difficile capire se il sistema antighiaccio delle eliche non funziona correttamente, a meno che il velivolo non sia equipaggiato di una specifica strumentazione: un sintomo del possibile malfunzionamento del sistema potrebbe essere costituito dai colpi decisamente marcati od, in ogni caso, più marcati del solito che il ghiaccio provoca quando, staccandosi dalle eliche, urta la fusoliera.

Condizioni di ghiaccio "severe" - Per ottimizzare la disponibilità di energia elettrica a bordo le eliche, usualmente, vengono sghiacciate ciclicamente.

Tuttavia, se il velivolo si trova ad operare in condizioni atmosferiche capaci di creare rapidamente consistenti accumuli di ghiaccio, il tempo che intercorre tra un ciclo di sghiacciamento ed il successivo potrebbe essere eccessivamente lungo per riuscire a pulire completamente e/o adeguatamente le pale dei propulsori.

Anche in tale caso il fenomeno potrebbe essere evidenziato dai colpi marcati che il ghiaccio provoca quando, staccandosi dalle eliche, colpisce la fusoliera; in queste circostanze inoltre, si potrebbero anche percepire delle vibrazioni di breve durata dovute

ai momentanei squilibri nella distribuzione delle masse.

Quote molto alte - Le pale delle eliche vengono protette dalla formazione di ghiaccio limitatamente alle loro sezioni più interne e normalmente fino al $40 \div 50 \%$ delle loro lunghezze.

Il motivo di ciò è che l'estremità delle pale generano delle altissime velocità periferiche: tali velocità producono forze centrifughe così elevate da impedire alle particelle di ghiaccio di aderire stabilmente al profilo della pala.

A quote elevate tuttavia, a causa delle temperature molto basse, i cristalli di ghiaccio riescono a formarsi rapidamente e ad aderire anche alle estremità delle pale.

In queste circostanze si possono verificare distacchi asimmetrici di frammenti di ghiaccio che generano, a causa degli squilibri inerziali, marcate vibrazioni: tale fenomeno però è, in genere, di breve durata.

■ Ghiaccio alle antenne

Le antenne normalmente sporgono dalla fusoliera del velivolo e, per ridurre la resistenza, hanno la forma di un profilo alare con bassissimo spessore percentuale.

Poiché i profili sottili sono caratterizzati da un alto valore dell'efficienza di collezione E anche le antenne tendono ad accumulare ghiaccio molto facilmente: per questa ragione anche tali superfici sono, generalmente, dotate di sistemi che si oppongono alla formazione di ghiaccio.

La formazione di ghiaccio sulle antenne può provocare inizialmente la distorsione delle trasmissioni; successivamente, quando l'accumulo diventa cospicuo, il ghiaccio può modificare sostanzialmente il profilo aerodinamico dell'antenna e, in queste circostanze, tale superficie può addirittura iniziare a vibrare.

Questo inconsueto tipo di vibrazione può sicuramente impensierire il pilota ma, cosa più importante, può provocare la rottura dell'antenna stessa e la perdita parziale o totale della capacità di rice-trasmissione. Inoltre, i frammenti dell'antenna potrebbero colpire altre parti del velivolo danneggiandole: tutto ciò trasformerebbe una situazione già poco piacevole in una circostanza davvero complessa.

■ Ghiaccio al tubo di pitot

I tubi di pitot sono sonde molto delicate nei confronti del ghiaccio: infatti anche solamente dei piccoli cristalli di ghiaccio sarebbero in grado di otturare i forellini di funzionamento di tali sonde.

Tali ostruzioni sono in grado di causare errate indicazioni dei vari strumenti a capsula e possono provocare grave disorientamento all'interno della cabina di pilotaggio se non si pensa prontamente ad una simile eventualità (incidente del Boeing 727 a Thiells, New York, descritto in seguito): per questo motivo i tubi di pitot sono dotati di resistenze elettriche che devono essere sempre in funzione durante il volo.

Per completezza di informazione va ricordato che anche le prese statiche sono protette dalla formazione di ghiaccio: in base al tipo di velivolo è possibile trovare, in genere, sistemi termoelettrici o più semplicemente, laddove ciò è possibile, dei condotti alternativi. Questi condotti, in comunicazione con la cabina di pilotaggio, vengono usati quando il volo è condotto in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio.

■ Contaminazione del blindovetro

Per consentire al pilota di avere una visibilità ottimale perfino in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio, anche i blindovetri sono dotati di sistemi che contrastano l'accumulo di tale contaminante (foto 2.1).



(a)



(b)

Foto 2.1 - Accrescimento del ghiaccio sul finestrino laterale

Nei velivoli ad alte prestazioni, in cui la pressurizzazione e/o l'impatto di volatili possono generare cospicue forze sul trasparente, tali sistemi, in genere, sono costituiti da una pellicola termoelettrica annegata nel vetro.

Non appena la corrente fluisce attraverso la pellicola, essa si riscalda, produce un aumento di temperatura del blindovetro che, oltre ad impedire ogni formazione di ghiaccio sul trasparente, ne aumenta la robustezza ed elasticità.

Nei velivoli a basse prestazioni, invece, questi sistemi sono spesso costituiti da una serie di forellini che lasciano transitare un getto di aria calda che lambisce il blindovetro e ne aumenta la temperatura.

Un'altra soluzione, sempre per velivoli dalle prestazioni limitate, può essere rappresentata da particolari fluidi che, applicati direttamente sul trasparente, abbassano il punto di congelamento dell'acqua che dovesse colpire il blindovetro.

2.3 - I sistemi di protezione dal ghiaccio

Per evitare le spiacevoli conseguenze di un'eventuale formazione di ghiaccio, gli aerei sono provvisti di impianti che, a seconda del modo d'intervento, si distinguono in:

- *impianti sghiaccianti (de-ice)*, che consentono la rimozione, ad intervalli regolari di tempo, del ghiaccio già formatosi;
- *impianti antighiaccio veri e propri (anti-ice)*, che hanno una funzione preventiva e con opportuni sistemi impediscono la formazione di ghiaccio.

I sistemi di intervento contro l'accumulo del ghiaccio devono funzionare quando sono presenti le condizioni meteorologiche favorevoli alla formazione di ghiaccio e, in genere, sono disattivati quando non servono.

L'equipaggio di volo necessita di strumenti per rilevare la presenza di ghiaccio: a tale proposito sono previsti due sistemi principali di rilevamento del ghiaccio, di cui uno visivo ed uno elettronico:

- *rilevamento visivo*: l'equipaggio osserva semplicemente la struttura del velivolo accertandosi che non si sia formato il primo strato di ghiaccio, con particolare attenzione a parabrezza e bordo di attacco dell'ala (per le ispezioni notturne sono previste apposite luci sul bordo di attacco dell'ala);
- *rilevamento elettronico*: per individuare le formazioni di ghiaccio nelle aree critiche non visibili dall'equipaggio i velivoli sono provvisti di appositi rilevatori di ghiaccio.

■ Sistemi di sghiacciamento (de-ice)

Con i sistemi di sghiacciamento (de-ice) si agisce per eliminare lo strato di ghiaccio una volta che questo si è già formato, principalmente su due superfici del velivolo:

- bordo di attacco alare;
- freni.

Per ciascuna delle due suddette superfici è previsto un sistema di sghiacciamento dedicato:

- per il bordo d'attacco sono utilizzate delle sacche pneumatiche;
- per i freni il dispositivo di sghiacciamento utilizza l'aria calda spillata dai compressori dei propulsori del velivolo.

Vediamo ora nel dettaglio il funzionamento dei due dispositivi.

Sacche pneumatiche - Tale sistema di sghiacciamento è costituito da una serie di sacche gonfiabili collegate al bordo d'attacco dell'ala, costituite da canali che corrono nel senso dell'apertura alare o perpendicolarmente a tale direzione.

Nella figura 2.8 è mostrato un sistema pneumatico di rimozione.

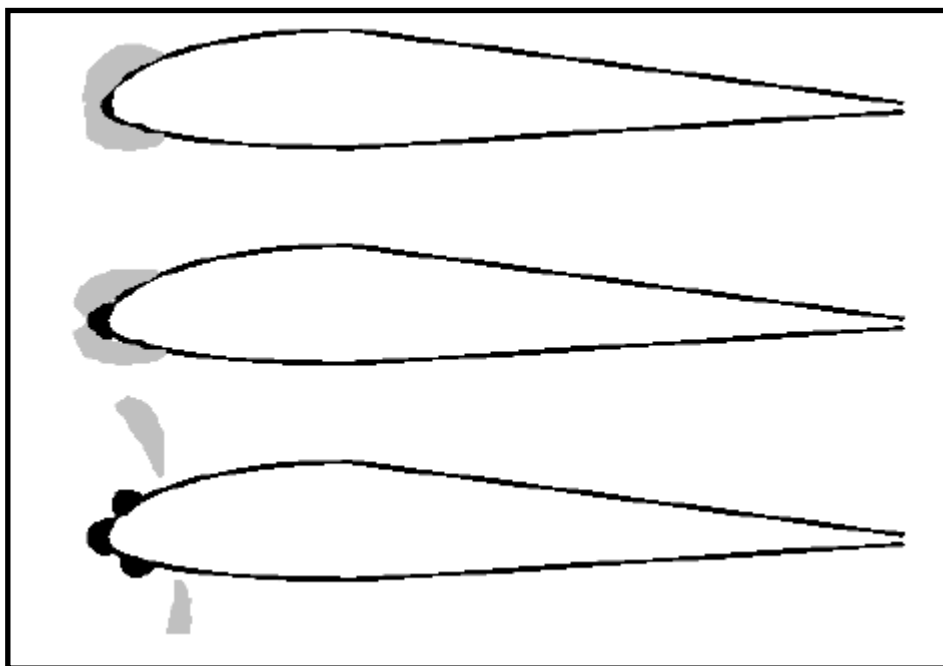


Figura 2.8 - Sistema pneumatico di rimozione.

Il gonfiaggio delle sacche è effettuato ciclicamente, utilizzando l'aria prodotta da un compressore dedicato o spillata direttamente dal compressore del motore del velivolo.

La sequenza di gonfiamenti e sgonfiamenti, atti rispettivamente a rompere e rimuovere il ghiaccio, è controllata da un sistema centrale di distribuzione o da valvole controllate da solenoidi. Le sacche sono gonfiabili simmetricamente, al fine di minimizzare le asimmetrie del flusso aerodinamico ed il conseguente effetto imbardante; inoltre, sono costituite da un'apposita gomma, morbida e flessibile o da un tessuto gommato di pari caratteristiche, che contiene le celle gonfiabili.

Lo strato più esterno è costituito da neoprene, un materiale elettricamente conduttivo, al fine di conferire una buona resistenza al deterioramento e dissipare l'elettricità statica che potrebbe danneggiare le sacche o creare interferenze con

l'equipaggiamento radio, per via delle scariche elettriche che si verrebbero a generare.

Fino a poco tempo fa le sacche erano collegate al bordo d'attacco alare con mastice o con listelli e viti. Le sacche di ultima generazione sono collegate al bordo di attacco con un apposito mastice, senza fare più ricorso ai listelli avvitati con il vantaggio di una notevole riduzione dei pesi del sistema.

In condizioni particolarmente critiche la quantità di ghiaccio che si forma fra i vari cicli di gonfiaggio della sacca può essere sensibile; se inoltre il ghiaccio si forma in condizioni non cristalline è possibile avere uno scorrimento del ghiaccio ed un suo allontanamento dalla sacca senza rottura; l'ulteriore formazione di ghiaccio avviene quindi su una superficie che non può più essere fessurata dalla formazione della sacca.

Tale sistema presenta come inconvenienti un certo disturbo all'aerodinamica dell'ala (anche a sacche sgonfie), la necessità di dosare con precisione l'istante di intervento e il deterioramento del materiale. Tuttavia comporta un consumo energetico molto contenuto e quindi esso viene comunemente applicato a bordo di velivoli turboelica.

Spillamento di aria calda dai compressori dei propulsori - Questo metodo è tipicamente impiegato per lo sghiacciamento del sistema frenante del carrello, ed è previsto per tutti i velivoli che operano regolarmente in ambiente soggetto al fenomeno della *freezing rain*.

Tipicamente lo sghiacciamento avviene inviando un getto d'aria calda spillata dal compressore del motore.

Effetti analoghi al sistema pneumatico si possono avere con resistenze disposte in modo opportuno sulla superficie da liberare dal ghiaccio, come indicato nella figura 2.9: un reticolo costituito da sottili pellicole di materiale conduttore viene alimentato in modo continuo, così da ottenere una formazione del ghiaccio in lastre non unite tra loro; in seguito, alimentando ciclicamente i pannelli, compresi tra le maglie del reticolo, si ottiene il distacco delle lastre di ghiaccio della superficie alare.

La potenza specifica necessaria è dell'ordine dei 25 kW/m²: l'applicazione di questo sistema come sghiacciamento degli impennaggi non comporta grandi consumi energetici, mentre come anti-ghiaccio alare richiede un'intensa generazione di energia elettrica a bordo. Peralto è un sistema aerodinamicamente pulito.

Per tutti i sistemi di rimozione del ghiaccio occorre fare attenzione che la configurazione del velivolo sia tale da non avere inconvenienti a causa del ghiaccio che si stacca dall'ala; il ghiaccio così staccato non deve poter urtare coi piani di coda, non deve entrare nei motori, ecc.

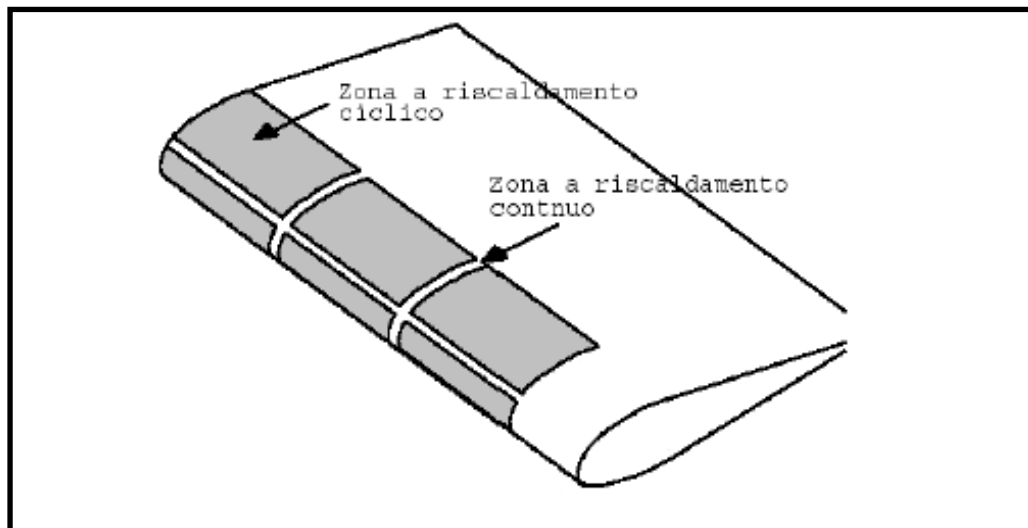


Figura 2.9 - Sistema elettrico di rimozione

Bisogna ricordare, inoltre, che attualmente sono stati sperimentati, in collaborazione con la NASA, un sistema denominato PIIP (Pneumatic Impulse Ice Protection), e altri due chiamati EIDI (Electromagnetic Impulse DeIce) e EEDI (Electro Espulsive DeIce).

■ Sistema anti-ghiaccio (anti-ice)

Su un velivolo ci sono diverse zone che necessitano di un'efficace protezione antighiaccio (figura 2.10):

- bordo d'attacco (ala, stabilizzatore e deriva);
- ipersostentatori (flaps, slats);
- antenna;
- parabrezza;
- carburatori;

- sensori di rilevamento dati d'aria (tubo di pitot, prese statiche, sonda di rilevamento della temperatura e sensore dell'angolo d'incidenza);
- drenaggi igienici, tubazioni dell'acqua;
- prese d'aria dei motori;
- bordi d'attacco delle pale dell'elica.

Attualmente il principio degli impianti antighiaccio è basato sul riscaldamento ottenuto utilizzando l'aria calda fornita dall'impianto pneumatico oppure sfruttando il calore generato per effetto Joule da resistenze elettriche.

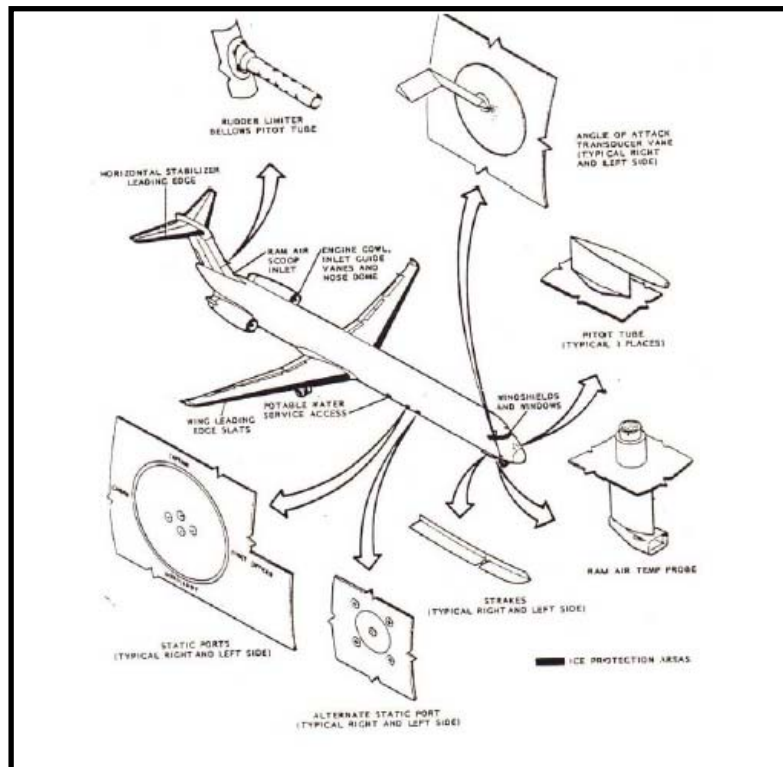


Figura 2.10 - Metodi ed aree di controllo di ghiaccio

Bordo d'attacco, ipersostentatori e antenne - Bordo d'attacco, ipersostentatori e antenne hanno un sistema ad aria calda per la prevenzione della formazione del ghiaccio.

L'impianto ha lo scopo di prevenire o rimuovere le formazioni di ghiaccio sulle superfici, in modo da impedire l'aumento di peso e di mantenere il profilo dei bordi aerodinamicamente accettabile.

Esso funziona utilizzando l'aria calda fornita dall'impianto pneumatico, la quale viene inviata per mezzo di condotti di distribuzione all'interno dei pannelli delle semiali e dell'antenna.

L'impianto antighiaccio, tramite la circolazione d'aria calda internamente alle superfici, mantiene le stesse ad una temperatura tale da impedire la formazione di ghiaccio.

L'invio dell'aria calda (la temperatura dell'aria immessa è dell'ordine dei 200 °C), spillata dal compressore e mescolata a quella esterna, è controllato da una o più valvole d'esclusione.

Le valvole d'esclusione, comandate da un apposito pulsante (TAIL) e attuate pneumaticamente, consentono l'invio dell'aria calda alle superfici interessate al riscaldamento.

Le valvole si aprono per brevi periodi, seguendo un ciclo di funzionamento controllato automaticamente da un circuito temporizzatore (timer). In caso di rottura di un condotto e conseguente surriscaldamento delle superfici, l'intervento di sensori di sovratemperatura provoca la chiusura della valvola regolatrice di pressione, escludendo quindi l'invio dell'aria calda all'impianto antighiaccio.

L'impianto finora descritto può essere utilizzato solo in volo, ma può essere controllato a terra: il sistema antighiaccio consiste di tubi di lega di alluminio, acciaio inossidabile, titanio o in materiale composito rinforzato con fibre di vetro.

E' da notare che, se la quantità d'aria da spillare dal compressore sia rilevante, l'inserimento dell'impianto avviene solo quando le condizioni atmosferiche lo richiedano.

Questo comporta un degrado delle prestazioni del motore in tali condizioni, degrado tollerabile nei turboreattori, ma non sempre possibile nei motori turboelica dove l'equilibrio compressore-turbina-asse elica può essere troppo perturbato.

Si tenga inoltre presente che tale sistema deve poter essere attivato in caso di avaria di un motore.

Impiegando energia pneumatica si ha un impianto estremamente semplice essendo in pratica costituito da una valvola di intercettazione e da tubazioni che convogliano l'aria nella cella anteriore dell'ala, soffiandola verso il bordo di attacco (figura 2.11).

Nel caso di presenza di superfici di ipersostentazione anteriore occorre scaldare anche la parte mobile e questo complica leggermente i collegamenti, realizzabili comunque per esempio mediante tubi flessibili.

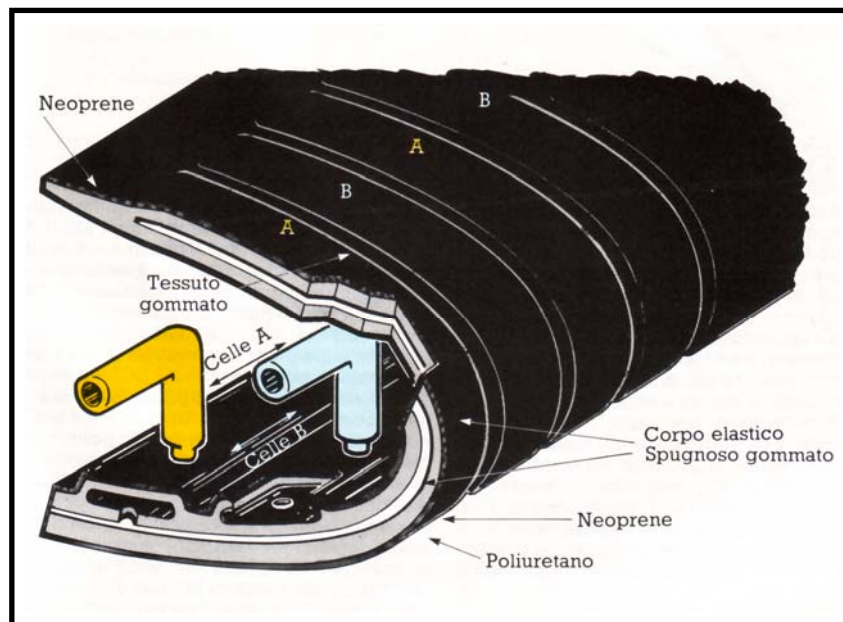


Figura 2.11 - Impianto pneumatico di sghiacciamento di un'ala

L'impianto antighiaccio motore - L'impianto antighiaccio motore è del tipo "anti-ice" ed ha lo scopo di evitare l'ingestione di ghiaccio nel motore stesso e variazioni della portata d'aria nel compressore. Su alcuni motori a reazione l'impianto è costituito da due parti: una provvede al riscaldamento della presa d'aria, mentre l'altra previene la formazione di ghiaccio sulle palette di prerotazione del compressore e sull'ogiva. Entrambi le parti dell'impianto sono controllate da un unico interruttore di comando, posto in cabina piloti.

Il parabrezza - Il parabrezza deve essere tenuto libero dal ghiaccio e dalla brina, per non creare insidiosi problemi di visibilità ai piloti. L'impianto ha lo scopo di evitare formazioni di ghiaccio sui parabrezza e di impedire l'appannamento dei parabrezza, dei finestrini laterali ed eventualmente superiori.

Il riscaldamento consente inoltre di mantenere i parabrezza ad una temperatura costante, in modo da rendere ottimale la resistenza all'impatto dell'aria ed eventualmente contro volatili.

Esistono diversi sistemi antighiaccio per il parabrezza e sono:

1. I parabrezza con intercapedine hanno due pannelli di vetro separati da un passaggio d'aria calda che previene la formazione di ghiaccio;
2. L'antighiaccio chimico impiega alcol propilenico puro o una miscela con glicole etilenico. La miscela è trasportata in una tanica di rifornimento;
3. Uno dei più comuni metodi di controllo del ghiaccio sul parabrezza è l'uso di elementi resistivi elettrici integrati nel parabrezza.

I carburatori - I carburatori dei motori alternativi sono dotati di dispositivi antighiaccio ad alcool e ad aria calda.

Un sistema tipico ad alcool può comandare l'afflusso di fluido al carburatore, all'elica e al parabrezza. L'aria calda fluisce invece intorno alle tubazioni di scarico prima dell'ingresso nel carburatore.

Resistenze elettriche - Per piccole superfici, quali le prese d'aria per gli strumenti anemometrici, o per superfici non raggiungibili con condotti d'aria, come i bordi di attacco delle eliche, si preferisce l'impiego di riscaldamento mediante resistenze elettriche.

Il riscaldamento previene o rimuove eventuali formazioni di ghiaccio che potrebbero influire negativamente sulla precisione delle informazioni fornite dalle sonde.

Con impianto inserito ed aeromobile a terra, il riscaldatore della sonda di temperatura non è alimentato. Esso viene inserito automaticamente al decollo.

CAPITOLO 3

METODOLOGIE DI SIMULAZIONE DELLE CONDIZIONI FAVOREVOLI ALLA FORMAZIONE DI GHIACCIO

3.1 - Norme che regolano la sperimentazione in “icing conditions”

L'Appendice C delle FAR/JAR 25 stabilisce l'involuppo delle condizioni atmosferiche, idonee alla formazione di ghiaccio, all'interno delle quali un velivolo, per ottenere la certificazione, deve dimostrare di volare in sicurezza: questi diagrammi sono stati definiti dalla NACA a seguito di uno studio statistico dei dati raccolti negli anni e rappresentano, altresì, un fondamentale riferimento per condurre sperimentazioni in “icing conditions”.

Tale regolamento indica due distinte circostanze: la prima viene definita come *continuous maximum icing* ossia ghiaccio massimo continuativo, la seconda *intermittent maximum icing* ovvero ghiaccio massimo intermittente.

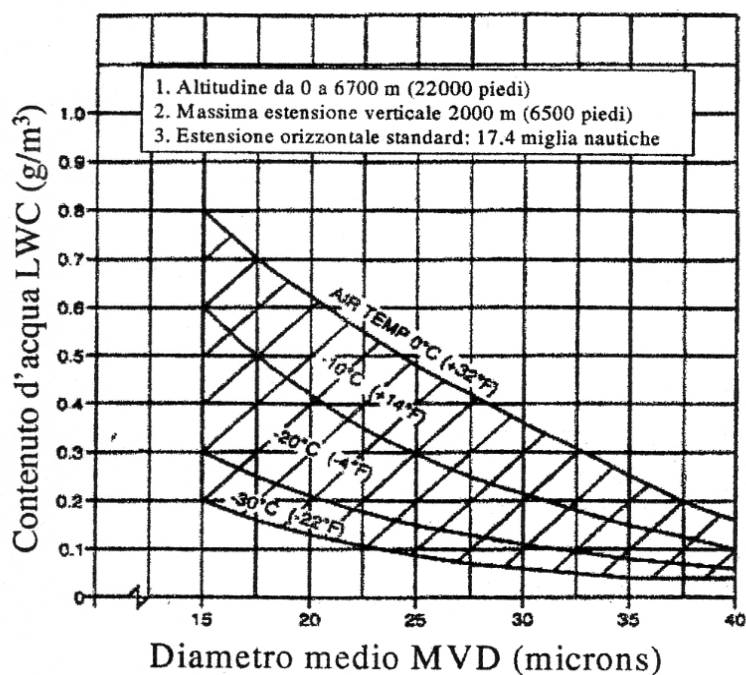
Tali definizioni tendono ad identificare le condizioni (tabella 3.1) che, verosimilmente, possono essere rilevate all'interno di formazioni nuvolose, rispettivamente, stratiformi (dimensioni orizzontali nettamente prevalenti rispetto allo spessore verticale) e cumuliformi (dimensioni orizzontali paragonabili allo sviluppo verticale).

Condizioni atmosferiche	Altitudine (km)	Estensione verticale (km)	Estensione orizzontale (km)
Ghiaccio massimo continuativo	0 ÷ 6.7	2	32
Ghiaccio massimo intermittente	1.2 ÷ 6.7	variabile	4.8

Tabella 3.1

Per ognuna di queste condizioni l'Appendice C riporta tre coppie di grafici: la prima coppia (figura 3.1) mostra l'andamento dell'LWC in funzione dell'MVD.

Nuvole stratiformi



Nuvole cumuliformi

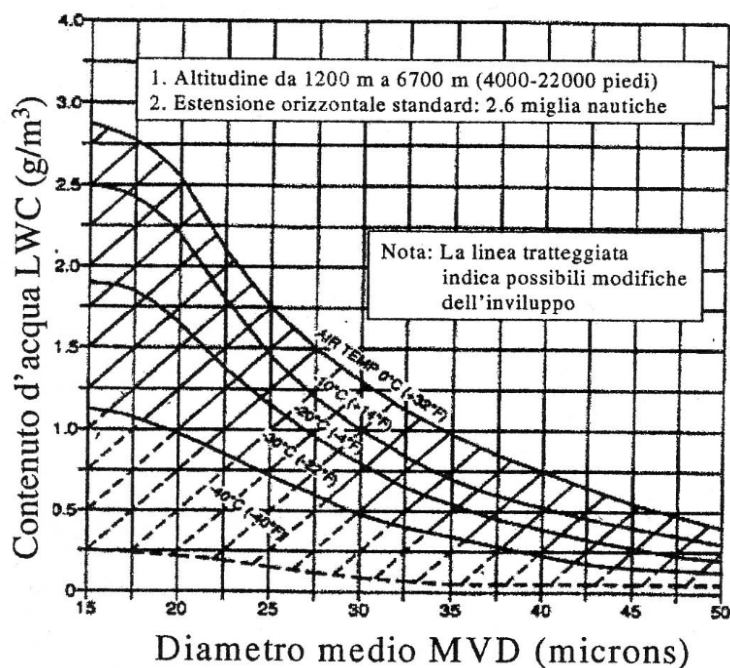
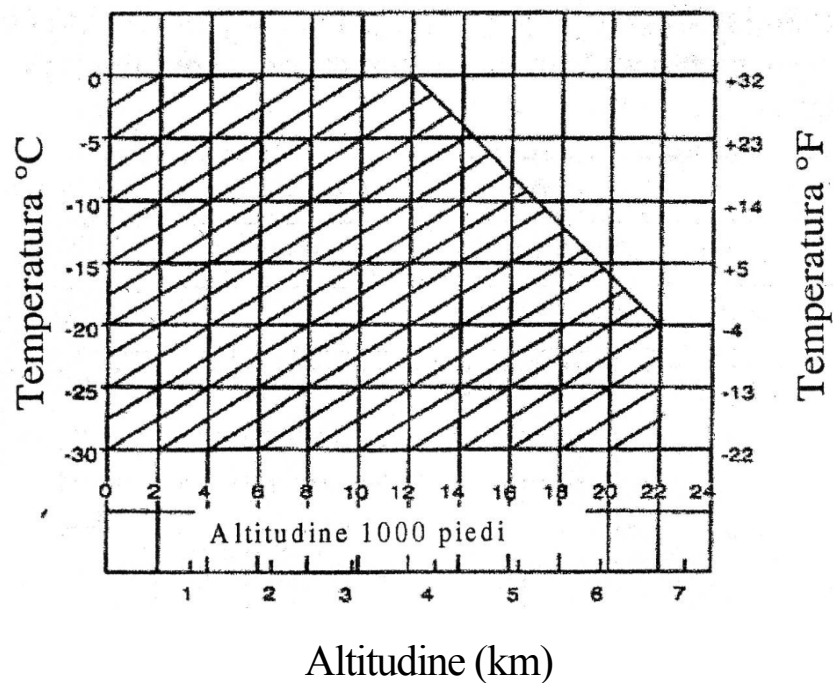


Figura 3.1 - Contenuto d'acqua in funzione del diametro medio delle gocce

La seconda coppia di grafici (figura 3.2) riporta i diagrammi della temperatura in funzione dell'altitudine.

Nuvole stratiformi



Nuvole cumuliformi

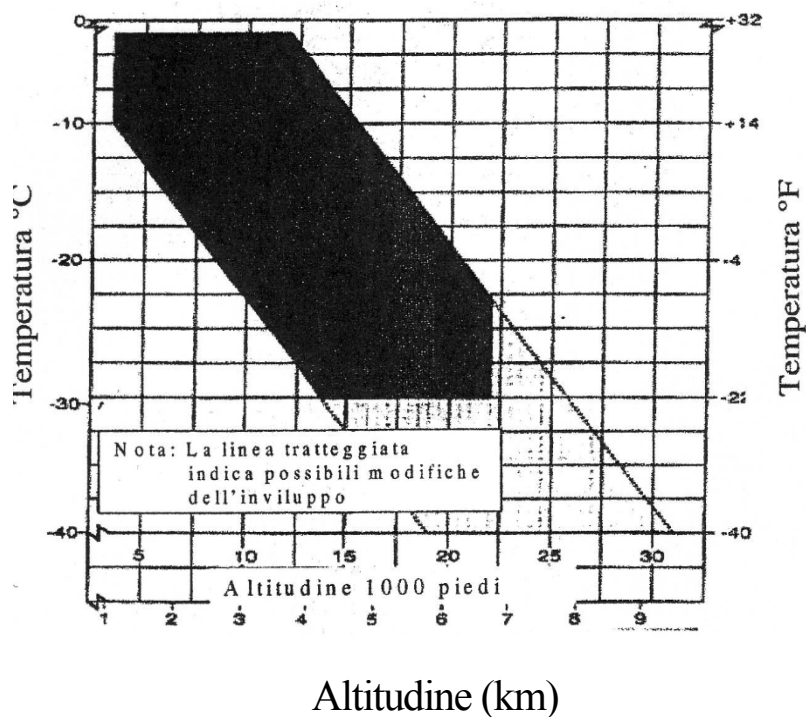
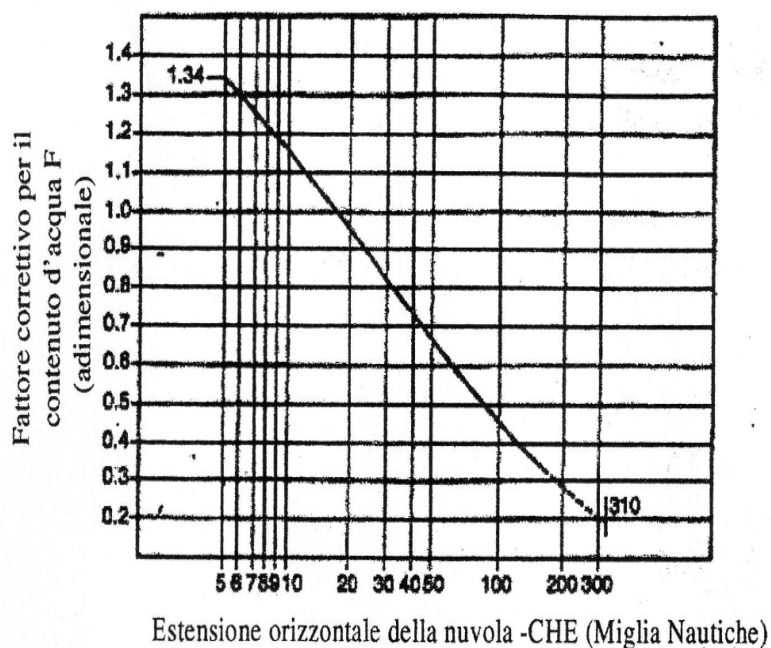


Figura 3.2 - Temperatura ambiente in funzione dell'altitudine

Infine la terza coppia di grafici (figura 3.3) fornisce fattori correttivi per l' LWC in funzione dell'estensione orizzontale della nuvola, Cloud Horizontal Extent (CHE), per tenere in considerazione gli effetti prodotti da formazioni nuvolose con estensione diverse da quelle standard.

Nuvole stratiformi



Nuvole cumuliformi

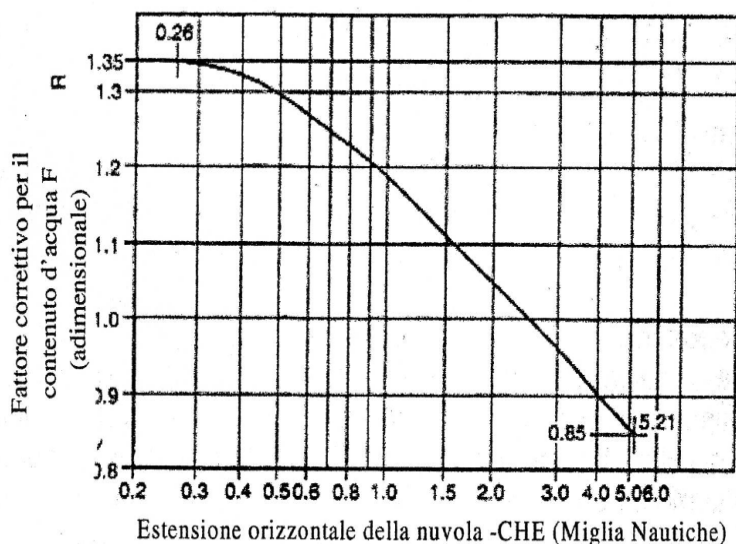


Figura 3.3 - Fattore correttivo per l'LWC in funzione dell'estensione orizzontale delle nuvole

Va sottolineato che, data la potenziale pericolosità delle SLD, un gruppo di lavoro congiunto FAA/JAA sta valutando la possibilità di introdurre nell'inviluppo di certificazione anche questa particolare tipologia di gocce.

Inoltre, l'Appendice C non prende in considerazione né i cristalli di ghiaccio né tanto meno le formazioni di ghiaccio di tipo misto mentre la circolare consultiva ACJ 25.1419 raccomanda, esclusivamente, di effettuare una verifica del comportamento del velivolo e dei suoi sistemi per quanto concerne il volo effettuato in presenza di nuvole formate dai cristalli di ghiaccio che, è bene ricordare, non sono ritenute pericolose in quanto i cristalli stessi non riescono ad aderire alle superfici dei velivoli.

Nonostante ciò, ulteriori studi dovrebbero essere condotti per valutare, in particolare, la capacità dei cristalli di aderire su di una superficie sulla quale sia già presente del ghiaccio.

■ Formazioni di ghiaccio dovute a condizioni meteorologiche particolari

Come già detto, il diametro medio delle gocce d'acqua riportato nell'Appendice C varia tra 15 e 50 μm mentre condizioni di *freezing rain* e di *freezing drizzle* cioè, rispettivamente, di pioggia e di pioviggine che tendono a congelare non vengono assolutamente contemplate nella documentazione in questione.

I diagrammi riportati in figura 3.1 mostrano chiaramente come i valori più alti dell'LWC si verificano in corrispondenza delle temperature più alte e dei valori più bassi dell'MVD.

In altre parole la probabilità che una goccia d'acqua esista allo stato soprafuso diminuisce all'aumentare del diametro della goccia stessa: quindi, normalmente, la maggior parte dell'acqua è contenuta in gocce di piccolo diametro.

Alcuni recenti esperimenti, tuttavia, hanno dimostrato che la precedente affermazione non è sempre corretta.

Inoltre è importante sottolineare come il ghiaccio generato dalle SLD può provocare un degrado delle prestazioni del velivolo maggiore di quello immaginato nella modellizzazione delle condizioni descritte nell'Appendice C delle FAR/JAR 25.

Per quanto concerne le condizioni di *freezing rain* e di *freezing drizzle* va puntualizzato che si tratta di fenomeni atmosferici ritenuti fino a poco tempo fa, sia dai meteorologi che dai piloti, pericolosi solo alle basse quote (generalmente, al di sotto

dei 1000 metri): oggi, invece, si è dimostrato che insidie del genere possono annidarsi anche a quote maggiori (circa 3000 metri) ed a temperature sensibilmente basse ($T = -15^{\circ}\text{C}$).

Ciò sembra essere causato dalla turbolenza atmosferica presente all'estremità delle nuvole che, grazie al fenomeno della coalescenza, fa sì che piccole particelle d'acqua soprafusa si aggregino in gocce ben più grosse prima di cadere sotto forma di *freezing rain* o di *freezing drizzle*.

E' importante chiarire infine che non è semplice dare una definizione di SLD: ad esempio, è stato dimostrato che il solo MVD è un parametro insufficiente per caratterizzare la presenza di SLD.

Infatti l'MVD rappresenta solo il valore medio del diametro delle particelle d'acqua all'interno delle nuvole mentre il ghiaccio reale è generato dalla presenza di gocce di varia grandezza: in altri termini, ciò che veramente conta ai fini della formazione del ghiaccio è l'effettiva gamma delle gocce d'acqua che contribuiscono al realizzarsi di tale fenomeno.

In pratica è possibile assistere anche a rilevanti formazioni di ghiaccio in presenza di valori relativamente bassi di MVD laddove l'insieme delle particelle liquide sia caratterizzato da notevoli quantitativi d'acqua associati a quelle di diametro maggiore.

Preso atto di tali considerazioni, nella pratica comune si attribuisce alle Super Large Droplets la seguente caratterizzazione:

- $\text{MVD} \approx 200 \mu\text{m}$;
- $\text{LWC} = 0.3 \text{ g/m}^3$;
- $T \approx -5^{\circ}\text{C}$.

Ricerche e studi in questo ambito sono ancora in corso: il motivo principale è che la maggior parte dei dati sono stati raccolti in Nord America ed in Europa mentre, per confermare definitivamente tali valori, sono necessari dati aggiuntivi provenienti da altre aree geografiche.

Un'ultima considerazione è relativa al fatto che, anche dai dati disponibili, risulta difficile definire esattamente il contenuto d'acqua associato alle SLD: gli strumenti classici per la misura di tale parametro, infatti, sono calibrati solo per gocce di piccolo diametro e pertanto sono soggetti ad errori non trascurabili nel momento in cui si tenta di misurare l'LWC associato a particelle di grande diametro.

3.2 - Gallerie del vento

Le gallerie a ghiaccio consentono di eseguire una vasta gamma di simulazioni nel rispetto di tutti gli standard di sicurezza previsti, garantendo nel contempo un assoluto controllo e la necessaria ripetibilità delle *icing conditions*, le condizioni che determinano la formazione di ghiaccio durante le varie fasi di volo.

Tali impianti presentano, generalmente, le caratteristiche di base delle normali gallerie aerodinamiche fatta eccezione per due particolari componenti:

- un sistema di refrigerazione dotato di uno scambiatore di calore per raffreddare l'aria fino a temperature al di sotto del punto di congelamento;
- un sistema di spray che permetta di immettere opportunamente acqua nella corrente d'aria garantendo il controllo sia delle dimensioni delle gocce che del quantitativo di liquido allo scopo di generare una nuvola con le caratteristiche richieste.

La sperimentazione condotta con l'ausilio delle gallerie a ghiaccio deve essere eseguita sulla base delle indicazioni fornite dall'Appendice C delle FAR/JAR 25 che stabilisce l'involuppo delle condizioni atmosferiche, idonee alla formazione di ghiaccio, all'interno delle quali un velivolo, per ottenere la certificazione, deve dimostrare di volare in sicurezza. Le *icing conditions* descritte dai regolamenti in vigore vengono definite in termini di parametri fondamentali quali la temperatura, il Liquid Water Content (LWC) ed il Median Volumetric Diameter (MVD).

Le prove eseguite permettono di ricavare importanti informazioni circa:

- le caratteristiche aerodinamiche di elementi particolari e/o del velivolo completo;
- la strumentazione per la rilevazione del ghiaccio;
- i sistemi di protezione dal ghiaccio;
- la fisica di accrescimento del ghiaccio;
- le prestazioni dei sistemi di propulsione.

I vantaggi più significativi che caratterizzano l'impiego delle gallerie a ghiaccio possono essere così elencati:

- possibilità di simulare buona parte delle condizioni atmosferiche contemplate nell'Appendice C delle FAR/JAR 25;

- prospettive di ricerca per quanto riguarda le “severe icing conditions” ;
- controllabilità e ripetibilità dei test;
- convenienza economica rispetto alle prove in volo;
- bassi costi dei modelli da sottoporre ai test;
- valutazioni parametriche veloci ed economiche;
- sufficiente accessibilità per l'osservazione, la registrazione e l'analisi dei depositi di ghiaccio;
- ampia operatività degli impianti per l'intero arco dell'anno.

Pur essendo possibile operare nell'ambito dell'involuppo delle condizioni, imposte dai regolamenti vigenti, che garantiscono il rispetto degli standard di sicurezza necessari per il rilascio delle certificazioni, è importante tener conto di alcune significative limitazioni nel simulare qualunque condizione naturale che favorisca la formazione di ghiaccio.

Tali limitazioni riguardano:

- le turbolenze indotte nella corrente per effetto della presenza degli scambiatori di calore, del sistema di spray e delle pareti della camera di prova, effetti indesiderati che alterano le reali condizioni da riprodurre;
- le dimensioni delle camere di prova e, conseguentemente, le estensioni delle nuvole che condizionano le dimensioni dei modelli e, spesso, i tipi di test condotti;
- i metodi intrusivi di rilevamento dell'LWC;
- le ridotte velocità della corrente che costituiscono un problema soprattutto nei test che prevedono l'impiego dei cilindri rotanti;
- le condizioni che non sono contemplate dai regolamenti;
- le ridotte capacità di riprodurre la pioggia ghiacciata con i sistemi attualmente a disposizione.

E' lecito, quindi, chiedersi fino a che punto sia possibile riprodurre le stesse tipologie di ghiaccio e gli stessi effetti di natura aerodinamica che, a parità di condizioni, si verificherebbero nella pratica.

A tal proposito bisogna rilevare come, in realtà, i valori di LWC e MVD all'interno delle nuvole non variano uniformemente nel tempo e nello spazio:

un velivolo che attraversa una nuvola può incontrare condizioni estremamente fluttuanti difficilmente riproducibili, fedelmente, in galleria.

Pertanto ai fini del confronto tra gli effetti che si manifestano durante il volo ed i risultati della sperimentazione, generalmente, si adottano valori “reali” dell’LWC e delle dimensioni delle gocce che vengono mediati oltre i tempi di esposizione previsti.

Nella pratica le variazioni di LWC possono determinare la formazione e l’accrescimento di ghiaccio granuloso o “rime” (bassi valori di LWC) e di ghiaccio vitreo o “glaze” (alti valori dell’ LWC) circostanze , queste, che potrebbero non riprodursi durante la simulazione in galleria adottando valori medi dell’LWC.

Sono stati messi a confronto l’accrescimento del ghiaccio che si realizza su cilindri durante diverse fasi di volo e quello che si ottiene, sugli stessi modelli, mediante prove sperimentali condotte nella Lewis Icing Research Tunnel (IRT) della NASA giungendo alla conclusione che, in galleria, gli scambi di calore incidono sulla fisica dell’accrescimento del ghiaccio in maniera più rilevante di quanto non si verificasse nella pratica operativa.

Del resto molti studi non pubblicati, condotti dai ricercatori della NASA, hanno confermato che spesso esiste una incongruenza tra i risultati delle prove sperimentali condotte in galleria e quelli delle prove effettuate in atmosfera a conferma del fatto che l’instazionarietà e la non-uniformità delle condizioni che si realizzano all’interno di una nuvola non consentono confronti sempre attendibili tra simulazione e realtà.

Le gallerie a ghiaccio sono, altresì, caratterizzate da livelli di turbolenza piuttosto elevati: in particolar modo, i sistemi di spray con i relativi supporti costituiscono una delle cause di elevata turbolenza che può essere attenuata ricorrendo all’uso di opportuni schermi.

Tale soluzione non viene adottata nel tunnel della NASA per il quale si è stimato che il processo di spray comporta un incremento superiore al 50 % dell’intensità della turbolenza: tali incrementi possono provocare sia fenomeni di transizione dello strato limite sia un aumento locale degli scambi termici di tipo convettivo.

E’ anche vero, però, che la maggiore turbolenza provocata dal processo di spray può in qualche modo favorire la distribuzione del liquido immesso nella corrente tendendo così a migliorare l’uniformità della nuvola generata ma tale circostanza rappresenta comunque una forzatura rispetto a ciò che avviene in natura.

Alla luce di queste considerazioni si può giungere dunque alla conclusione che l'accentuata turbolenza ed i corrispondenti intensi scambi termici rappresentano certamente dei limiti per la simulazione.

Anche se sono stati apportati continui miglioramenti agli impianti per le simulazioni di ghiaccio ed alle tecniche di prova, la qualità globale dei dati prodotti è ancora bassa rispetto a quella desiderata.

Le cause sono da ricondursi alla difficoltà di produrre una nuvola di goccioline d'acqua di dimensioni note con caratteristiche uniformi e di valutazione del Liquid Water Content : ciò è dovuto, in larga parte, alle approssimazioni tipiche della strumentazione utilizzata per le misurazioni eseguite all'interno della nuvola.

Comunque, effettuando un'accurata implementazione delle procedure operative è possibile ottenere un miglioramento della ripetibilità dei test e della qualità dei dati sperimentali mediante il confronto delle prove di formazione ed accrescimento del ghiaccio, condotte a terra, con i fenomeni che si manifestano in natura.

L'AC-9C Icing Subcommittee dell'AC-9 Aircraft Environmental Systems Committee ha prodotto una "Caratterizzazione di uno schema di una facility a ghiaccio" con l'obiettivo dichiarato di capire e migliorare la qualità delle prove di accrescimento del ghiaccio.

A tal proposito, qualche anno fa, si è tenuto a Montreal un importante meeting con lo scopo di discutere lo stato delle prove di simulazione del ghiaccio e caratterizzare la conformazione di una nuvola ghiacciata.

Si è giunti alla conclusione che riveste una fondamentale importanza "compilare e documentare informazioni dettagliate su come sono eseguite le misurazioni in seno alla corrente ed alla nuvola ghiacciata".

Di seguito viene mostrata una panoramica delle più importanti e/o particolari gallerie a ghiaccio esistenti sulla scena mondiale: per ciascuna di esse sono riportate la rappresentazione grafica e le caratteristiche più significative.

Artington Icing Wind Tunnel

The Artington Cold Store
Surrey - England

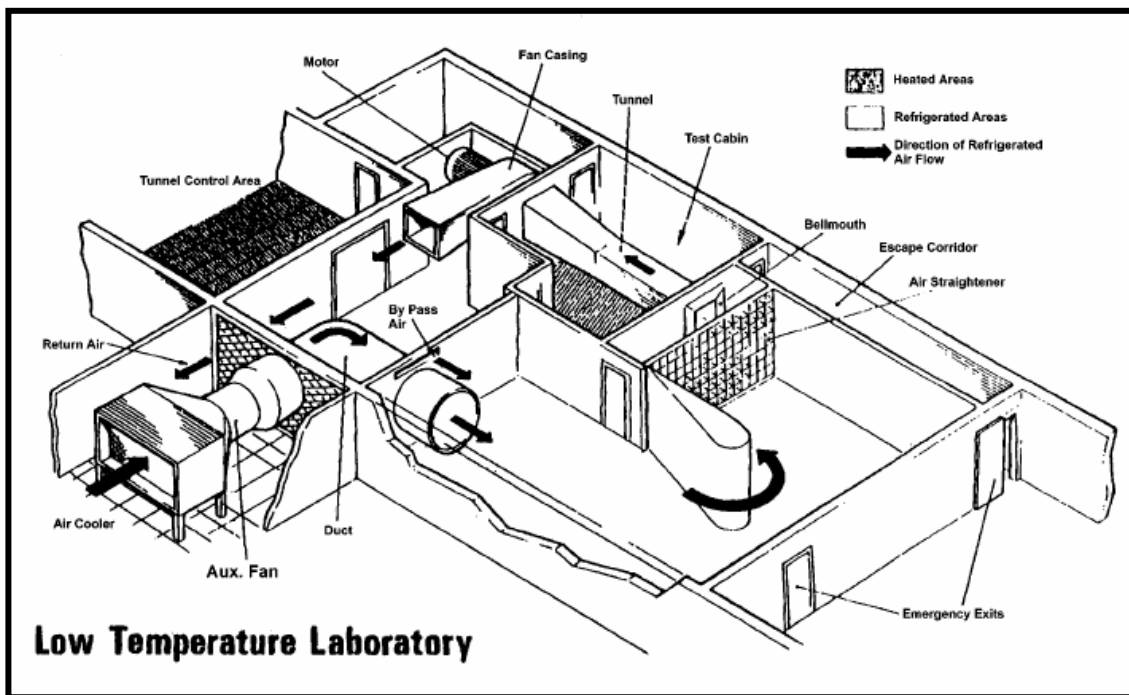


Figura 3.4

Test Chamber Dimensions	Air Speed	Air Flow Rate	Total Air Temperature	Altitude Pressure	LWC	Drop Size (MVD)
m	m/s	kg/s	°C	kPa	g/m ³	µm
W = 0.5 H = 0.5 L = 5.5	0.1 / 183	20.4	- 27 / 15	Atmospheric	0.1 / 5	12 / 100

Tabella 3.2

Aerazur Icing Tunnel

Aerazur
Caudebec les Elbeuf - France

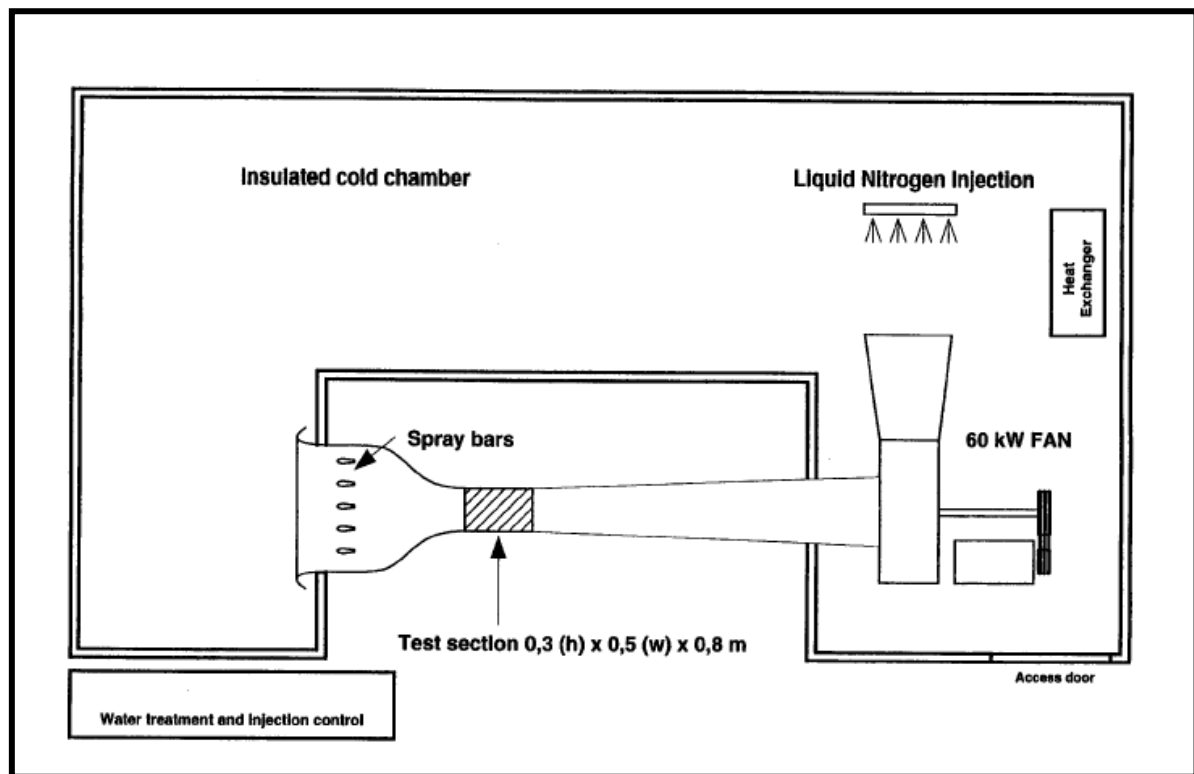


Figura 3.5

Test Chamber Dimensions	Air Speed	Air Flow Rate	Total Air Temperature	Altitude Pressure	LWC	Drop Size (MVD)
m	m/s	kg/s	°C	kPa	g/m ³	µm
W = 0.5 H = 0.3 L = 0.8	20 / 90	4 / 17	- 30 / 20	Atmospheric	0.5 / 10	10 / 40

Tabella 3.3

BF Goodrich Icing Wind Tunnel

BF Goodrich Deicing Systems
Unlontown ,Ohio - USA

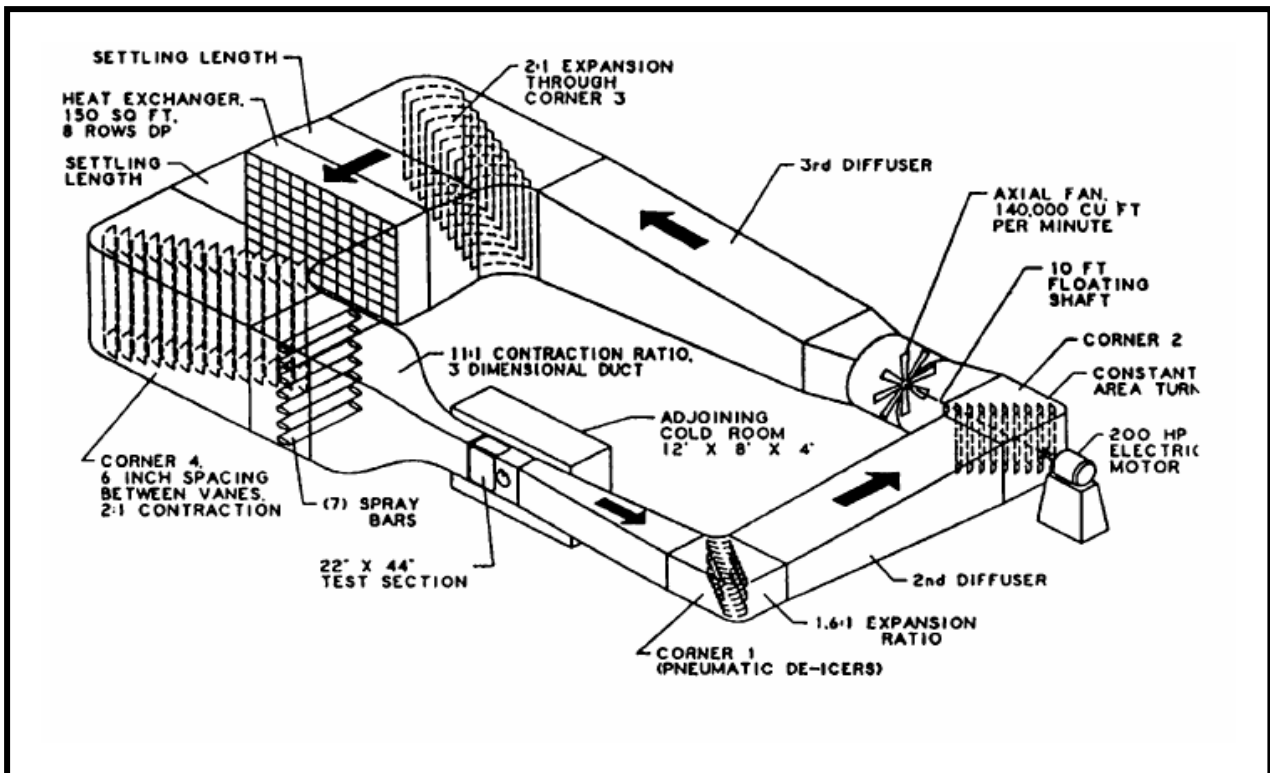


Figura 3.6

Test Chamber Dimensions	Air Speed	Air Flow Rate	Total Air Temperature	Altitude Pressure	LWC	Drop Size (MVD)
m	m/s	kg/s	°C	kPa	g/m ³	µm
W = 1.1 H = 0.56 L = 1.5	14 / 85	11 / 39	- 30 / Ambient	Atmospheric	0.4 / 3.0	10 / 50

Tabella 3.4

Boeing Research Aerodynamics Icing Tunnel

Airplane System Laboratory of Boeing Commercial
Seattle , Washington - USA

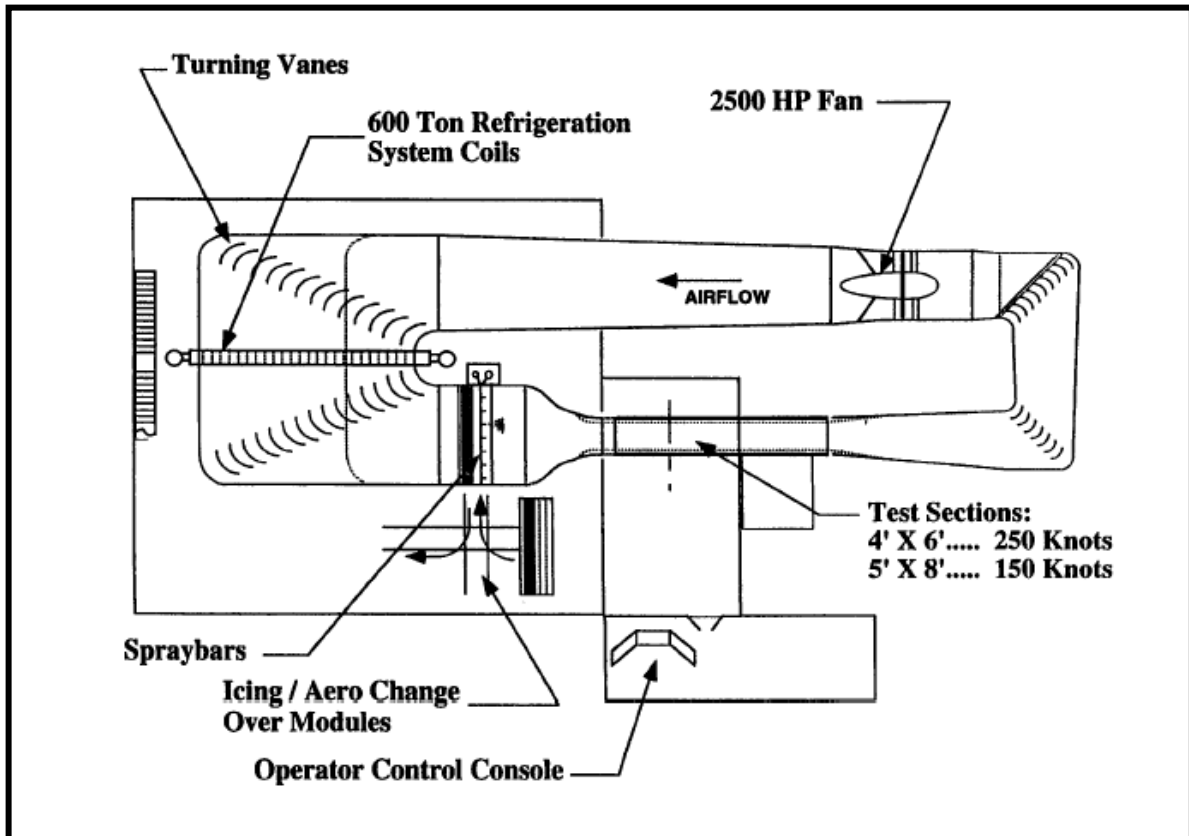


Figura 3.7

Test Chamber Dimensions	Air Speed	Air Flow Rate	Total Air Temperature	Altitude Pressure	LWC	Drop Size (MVD)
m	m/s	kg/s	°C	kPa	g/m ³	µm
W = 1.8 H = 1.2 L = 6.1	4.6 / 128	15.9 / 453.6	- 40 / 38	85 / 100	0.25 / 3.0	15 / 40

Tabella 3.5

CEPr Petit Anneau Givrant

Centre d'Essai des Propulseurs
Orsay Cedex - France

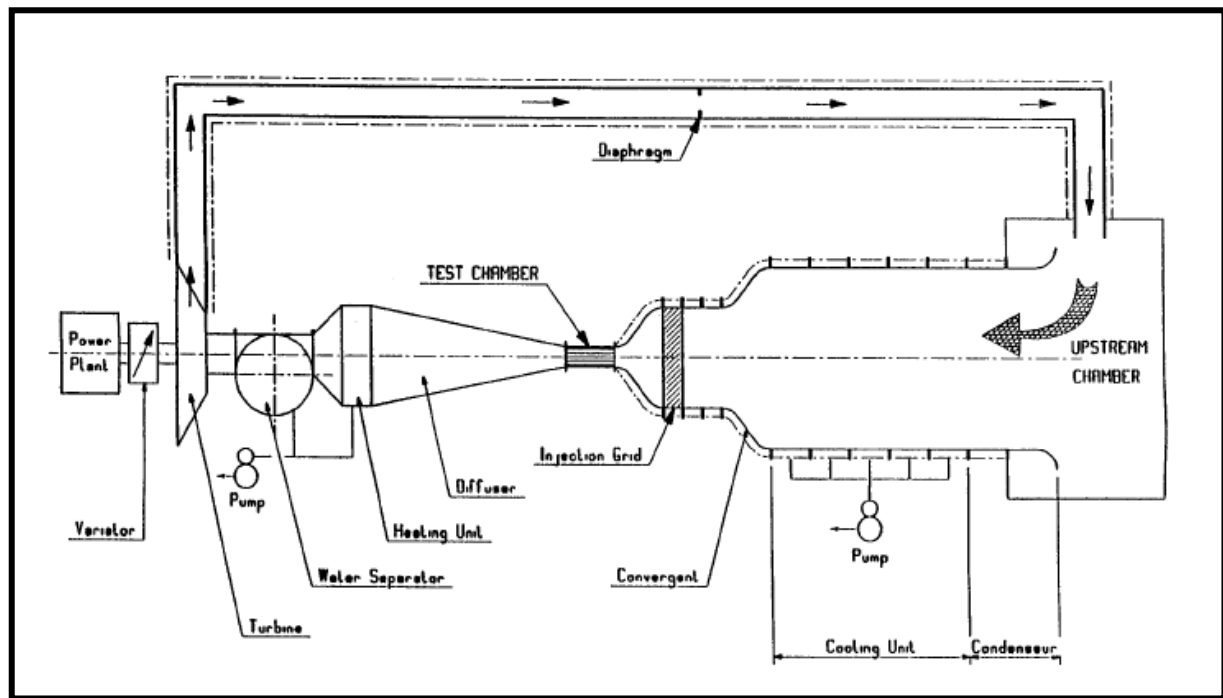


Figura 3.8

Test Chamber Dimensions	Air Speed	Air Flow Rate	Total Air Temperature	Altitude Pressure	LWC	Drop Size (MVD)
m	m/s	kg/s	°C	kPa	g/m ³	µm
D = 3.5 L = 4.9	7 / 270	15 / 130	- 50 / 50	30 / 115	0.15 / 10	15 / 50

Tabella 3.6

NRC Icing Tunnel Facility

National Research Center
Ottawa , Ontario - Canada

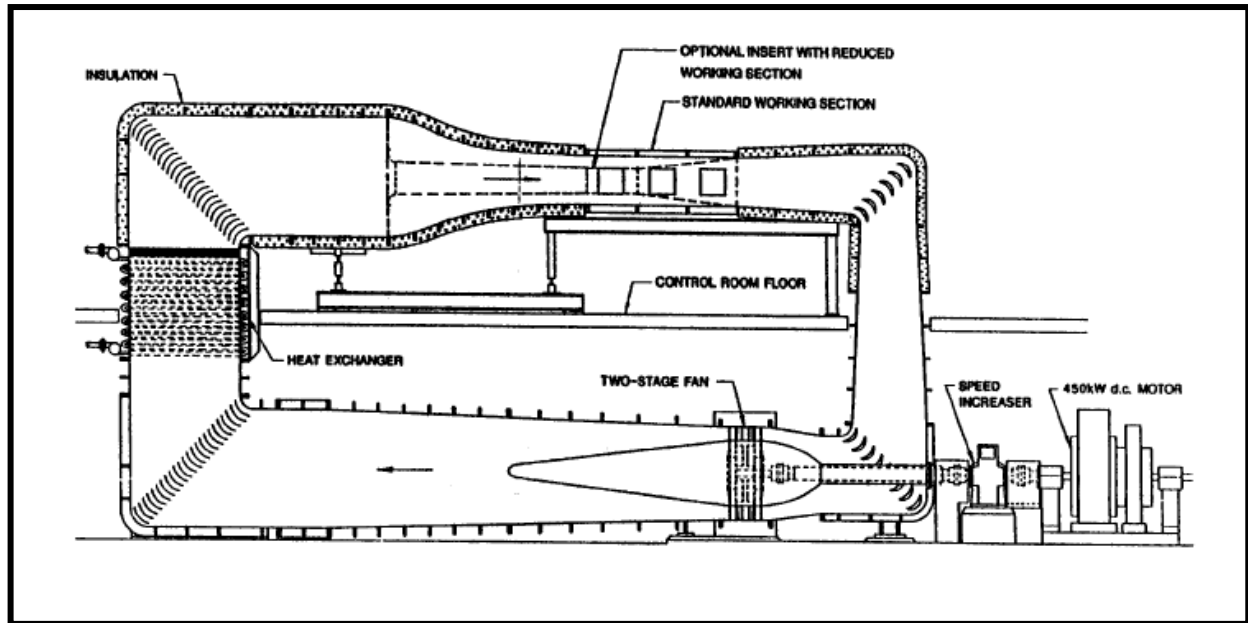


Figura 3.9

Test Chamber Dimensions	Air Speed	Air Flow Rate	Total Air Temperature	Altitude Pressure	LWC	Drop Size (MVD)
m	m/s	kg/s	°C	kPa	g/m ³	µm
D = 7.6 L = 10	5 / 125	- / 136	- 30 / 20	Atmospheric	0.1/ 2.0	15 / 40

Tabella 3.7

ONERA S1MA Wind Tunnel

Office National d'Etudes et de Recherches Aeronautiques
Modane - France

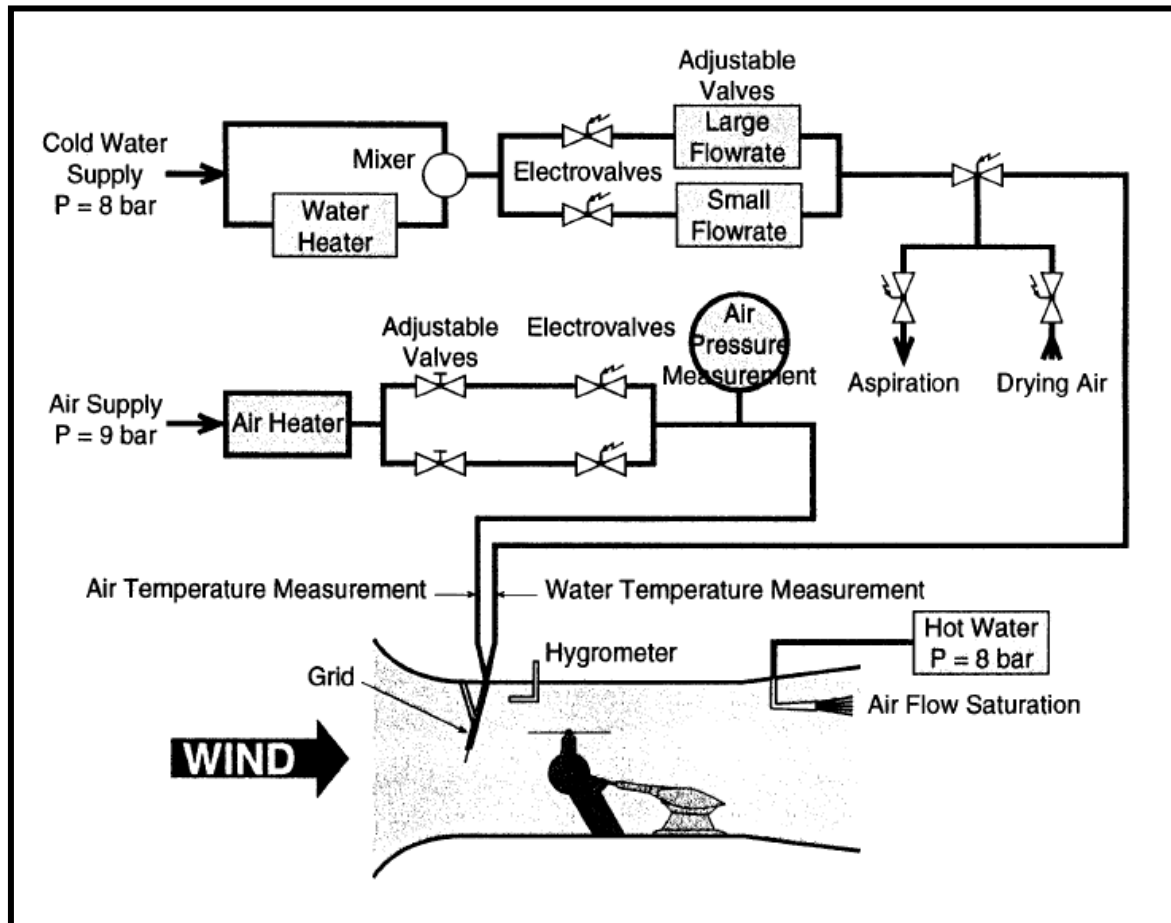


Figura 3.10

Test Chamber Dimensions	Air Speed	Air Flow Rate	Total Air Temperature	Altitude Pressure	LWC	Drop Size (MVD)
m	m/s	kg/s	°C	kPa	g/m ³	µm
D = 8 L = 14	10 / 100	560 / 6500	- 15 / 0	88	0.4 / 10	10 / 300

Tabella 3.8

Refrigerated Wind Tunnel

University of Quebec
Chicoutimi , Quebec - Canada

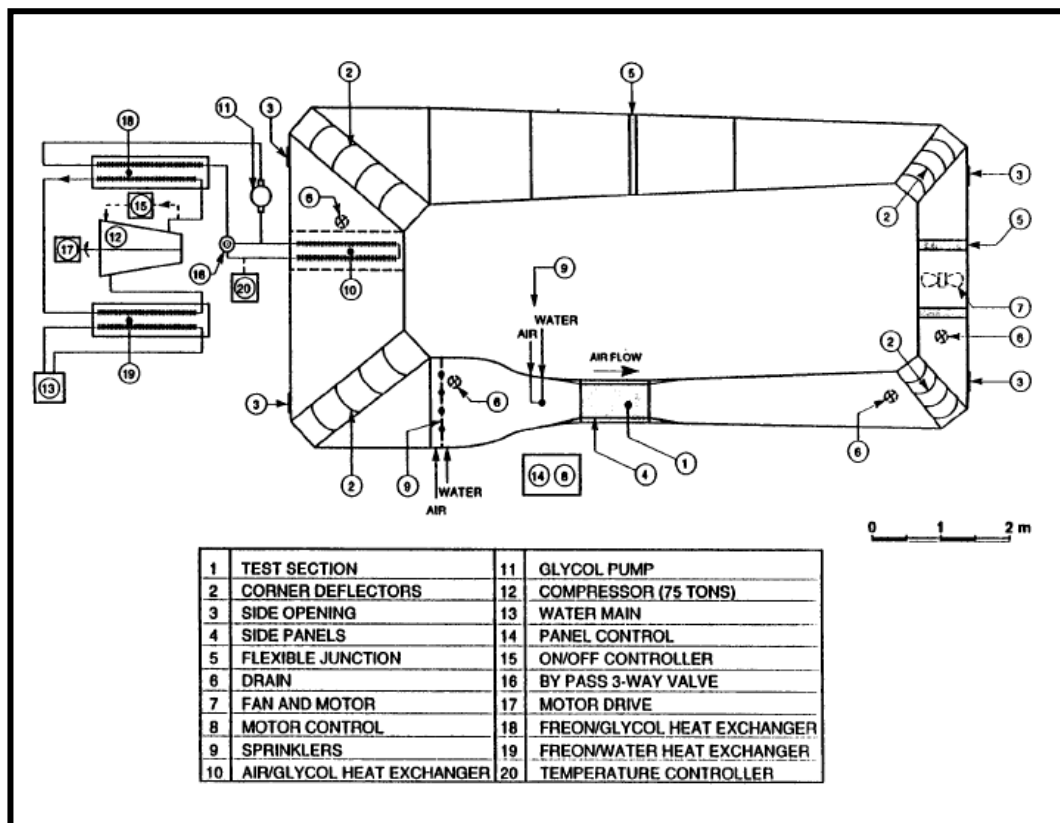


Figura 3.11

Test Chamber Dimensions	Air Speed	Air Flow Rate	Total Air Temperature	Altitude Pressure	LWC	Drop Size (MVD)
m	m/s	kg/s	°C	kPa	g/m ³	µm
W = 1.8 H = 8.0 L = 1.8	0.2 / 2	0.8 / 8	- 30 / 30	100	-	200 / 2000

Tabella 3.9

NASA Lewis Research Center Icing Wind Tunnel

NASA Lewis Research Center
Cleveland , Ohio - USA

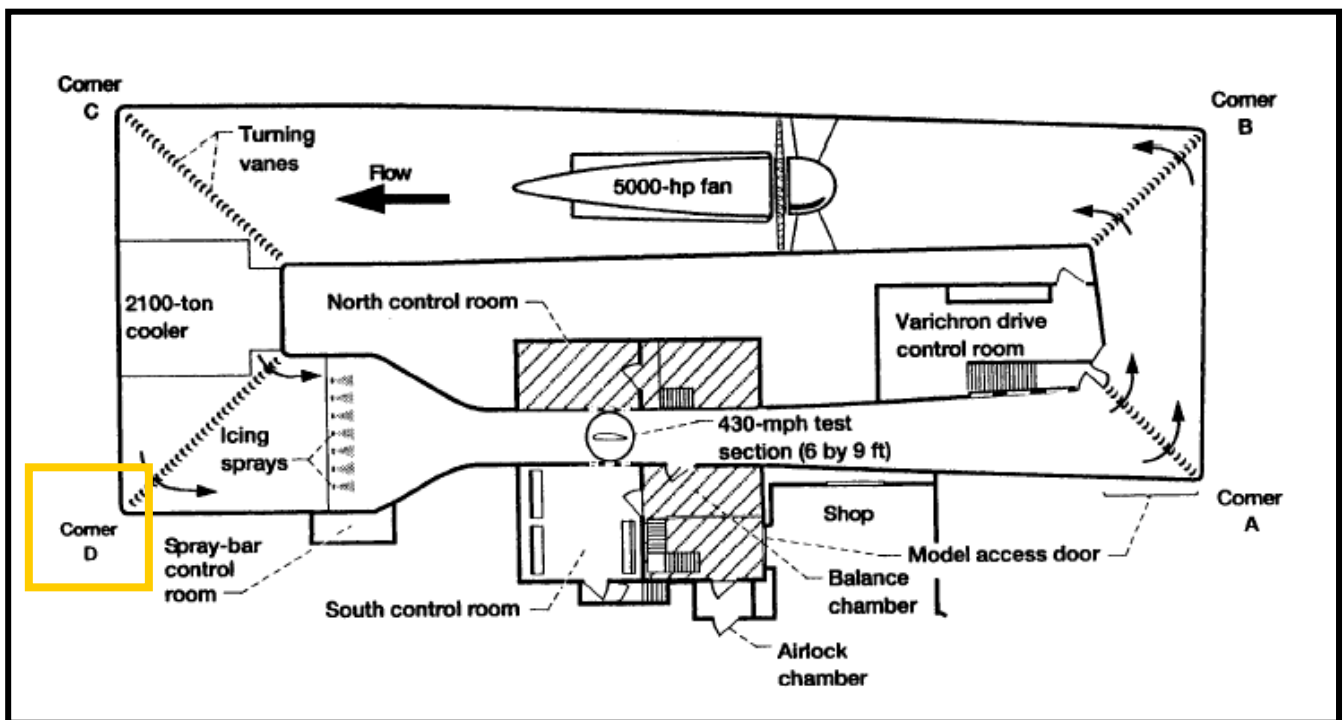


Figura 3.12

Test Chamber Dimensions	Air Speed	Air Flow Rate	Total Air Temperature	Altitude Pressure	LWC	Drop Size (MVD)
m	m/s	kg/s	°C	kPa	g/m ³	µm
W = 2.7 H = 1.8 L = 6.1	22 / 134	-	- 40 / 5	90 / 101	0.25 / 5.0	10 / 40

Tabella 3.10

Questa facility nacque negli anni quaranta e fu il primo impianto del genere di grandi dimensioni.

Fatta eccezione per lo schema di base, l'IRT presenta diverse caratteristiche uniche e peculiari che la rendono totalmente diversa dalle normali gallerie del vento subsoniche.

Ad esempio, per simulare le condizioni termofluidodinamiche che favoriscono la formazione di ghiaccio sono stati aggiunti un impianto di refrigerazione per raggiungere le desiderate temperature ed un sistema di spray per generare le goccioline d'acqua non congelata da immettere nel flusso d'aria.

Il vantaggio degli scambiatori di calore rispetto ad un'espansione diretta dell'aria, allo scopo di raggiungere basse temperature, è quello di riuscire a mantenere l'aria ad una temperatura uniforme in un largo intervallo di velocità con valori molto prossimi a quelli che si raggiungono nelle condizioni di ghiaccio più severe.

L'altro componente innovativo presente nell'IRT fu lo "spray system": il suo progetto si dimostrò più complicato di quello relativo al sistema di refrigerazione.

Infatti, mentre i progettisti del sistema di refrigerazione conoscevano piuttosto bene le problematiche da affrontare per raggiungere il loro obiettivo, nel 1943 nessuno conosceva le dimensioni delle goccioline d'acqua presenti nelle nuvole ne, tanto meno, come misurarle.

La distribuzione della dimensione delle gocce ed il contenuto d'acqua presente nella nuvole sono parametri di fondamentale importanza per le prove in galleria: immettere nella corrente gocce d'acqua di dimensioni più grandi di quelle che si trovano nelle reali condizioni non avrebbe alcun dal punto di vista sperimentale.

Utilizzando tecnologie sempre più avanzate è stato possibile, nel tempo, riuscire a determinare le dimensioni delle gocce presenti nelle nuvole e, di conseguenza, a progettare e realizzare ugelli adatti al processo di spray.

L'IRT ha rappresentato il punto di partenza per la realizzazione di tutte le gallerie a ghiaccio di grandi dimensioni.

Nella camera di prova la corrente è caratterizzata da velocità e temperature uniformi per un lungo periodo di tempo riuscendo, così, a simulare anche le più severe condizioni che favoriscono la formazione di ghiaccio.

Il sistema di refrigerazione presente permette di eseguire un accurato controllo della temperatura nella camera di prova tra -40° e $+4^{\circ}\text{C}$ mentre il sistema di spray è dotato di 10 insiemi di ugelli che permettono di simulare le reali condizioni ambientali.

Le dimensioni delle gocce d'acqua ed i valori di LWC nella camera di prova dipendono dalla pressione dell'aria e dell'acqua relative al sistema di spray: le relazioni tra queste pressioni, la velocità della corrente e le proprietà della nuvola ghiacciata sono definite periodicamente da una serie di test di calibrazione del tunnel.

La nuvola è stata calibrata per un intervallo di velocità nella camera di prova compreso tra 22 e 156 m/s e per un diametro volumetrico medio (MVD) delle gocce compreso tra 14 e 50 μm .

Inoltre ci sono due set di ugelli per lo spray che vengono utilizzati per fornire diversi valori di LWC che può variare da valori minori di 0.2 g/m^3 a valori maggiori di 5 g/m^3 .

CIRA Icing Wind Tunnel

**Centro Italiano Ricerche Aerospaziali
Capua , Caserta - Italia**

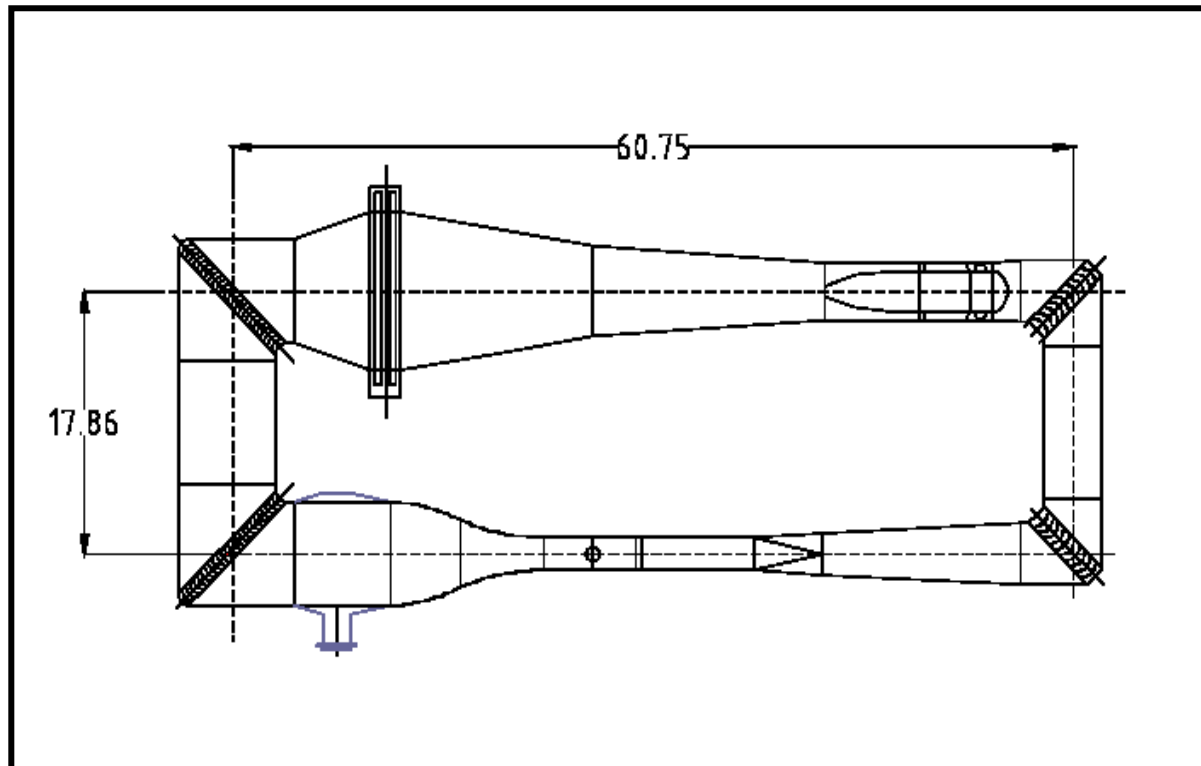


Figura 3.13

L'Icing Wind Tunnel (IWT) del CIRA fu inaugurato nel Settembre 2002 ed ha raggiunto, nel tempo, una serie di primati a livello mondiale:

- è la più grande galleria a ghiaccio in servizio;
- è la galleria a ghiaccio in cui si raggiungono velocità più elevate ($M=0.7$);
- è l'unico impianto in cui si riesce a simulare simultaneamente l'altitudine, l'umidità e la temperatura in condizioni di formazione di ghiaccio in volo;
- ha il più grande numero di configurazioni di camere di prova diverse (4);
- ha il più grande numero di ugelli per lo spray (500) e barre di spray (20);
- ha il più vasto intervallo operativo per simulazione di flusso nei motori ($1.5 \div 55$ kg/s di portata).

L'IWT del CIRA è una galleria del vento a circuito chiuso in cui l'aria viene raffreddata, dotata di tre camere di prova intercambiabili e una camera di prova con configurazione aperta per eseguire test sui sistemi propulsivi.

Come tutte le gallerie del vento convenzionali è alimentata da un ventilatore (fan) posizionato a valle del secondo angolo.

Il diffusore, disposto immediatamente a valle del ventilatore, è seguito da una doppia fila di scambiatori di calore che hanno lo scopo di mantenere le temperature ad i bassi valori previsti.

Sono presenti una serie di reti antiturbolenza che hanno lo scopo di ridurre le dimensioni dei vortici e di "raddrizzare" quanto più possibile la corrente ed a valle delle quali è collocata una sezione intercambiabile in cui si può installare sia un modulo di "spray bar" in grado di generare la nuvola di goccioline per le prove di ghiacciamento che un sistema di schermi antiturbolenza quando è necessario un flusso con turbolenza più bassa per prove aerodinamiche di elevata qualità.

Con un doppia fila di tubi, uno scambiatore di calore consente di raggiungere valori di temperatura fino a -40°C mentre un sistema di depressurizzazione simula condizioni ambientali che si verificano a quote superiori a 7000 metri con un controllo di umidità al di sopra del 70%.

La distanza tra la sezione d'ingresso della camera di prova secondaria ed il punto in cui è posizionato il modello è di 18 metri; a valle del cono di contrazione è collocata la camera di prova, composta da due componenti a contrazione variabile intercambiabili, seguita da un diffusore a geometria variabile.

Nella camera di ristagno si trova lo "Spray Bar System" (SBS) che ha lo scopo di generare la nuvola formata da goccioline d'acqua che ghiacciano nelle condizioni descritte dall'Appendice C delle FAR/JAR 25.

La galleria a ghiaccio del CIRA è dotata di quattro diverse configurazioni di camere di prova in grado di soddisfare tutti i possibili requisiti, imposti dai regolamenti, in termini di velocità, modello in prova, volume occupato dalla nuvola ghiacciata ed uniformità della stessa.

La camera di prova addizionale, l'Additional Test Section (ATS), e la camera di prova aperta per i motori, l'Open Jet, sono larghe abbastanza per consentire l'installazione di modelli in scala o componenti in scala reale dell'aereo come, ad

esempio, sezioni dell'ala o del piano di coda.

In molti casi le dimensioni della camera di prova permettono di sottoporre a dei test un modello in scala reale (mock-up): prese d'aria di elicotteri sono state testate con successo nella camera di prova principale, la Main Test Section (MTS).

Infine l'elevata velocità raggiungibile nella camera di prova secondaria, Secondary Test Section (STS), rende tale configurazione particolarmente idonea per effettuare le prove su pale di elicotteri.

L'IWT del CIRA permette anche di eseguire test di prova per la certificazione di diversi sistemi anti-icing e de-icing, inoltre, le prove di formazione ed accrescimento del ghiaccio prevedono lo studio del degrado delle caratteristiche aerodinamiche su modelli 2D, 2.5D e 3D.

Nella tabella 3.11 sono elencate le caratteristiche delle diverse camere di prova in dotazione all'impianto di Capua (CE).

CIRA IWT	Altezza	Larghezza	Lunghezza	Mach	Temperatura
	m	m	m		°C
Main	2.35	2.25	7.00	0.41	-32
Secondary	2.35	1.15	5.00	0.70	-40
Additional	2.35	3.60	8.30	0.25	-32
Open Jet	2.35	2.25	7.00	< 0.4	-32

Tabella 3.11 - Caratteristiche delle sezioni di prova

■ Stato dell'arte per le gallerie a ghiaccio

Le gallerie a ghiaccio permettono, come già evidenziato, di eseguire prove sperimentali nel più assoluto rispetto delle indicazioni fornite dall'Appendice C delle FAR/JAR 25 che stabilisce l'inviluppo delle condizioni atmosferiche idonee alla formazione di ghiaccio: tale obiettivo è reso possibile ricorrendo all'impiego di sistemi di spray costituiti da una serie di ugelli che consentono di controllare e regolare il contenuto d'acqua presente nella nube e le dimensioni delle gocce in maniera del tutto indipendente.

Tali sistemi possono richiedere alcuni minuti per stabilizzarsi una volta che le valvole dell'impianto idrico di alimentazione della galleria vengono aperte: nella figura 3.14 sono riportati gli andamenti nel tempo dei valori dell'MVD e dell'LWC valutati, immediatamente dopo l'inizio della fase di spray, durante prove sperimentali condotte presso la Lewis Icing Research Tunnel della NASA a partire dalle pressioni dell'aria e dell'acqua nel sistema di spray.

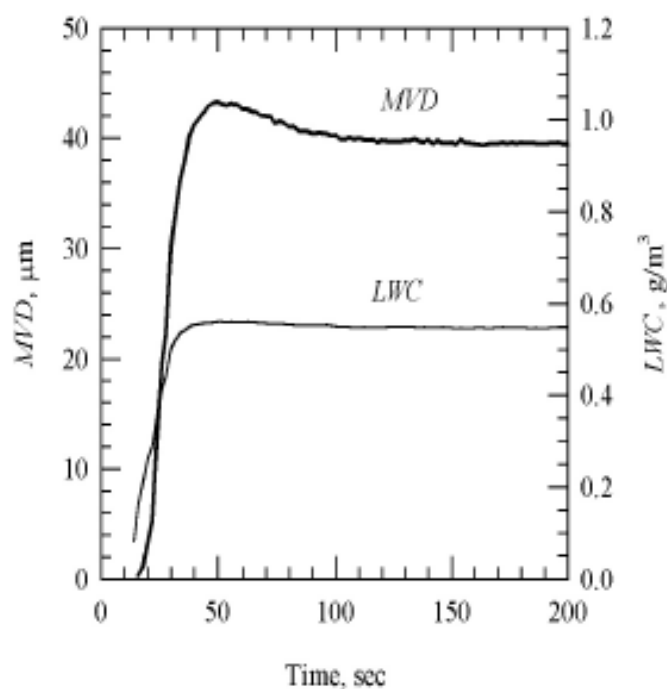


Figura 3.14 - Curve dell'LWC e dell'MVD durante la fase di spray nel caso di avvio normale (NASA IRT-1995)

Per le prove di accrescimento del ghiaccio che richiedono processi di spray con tempi dell'ordine di 10 minuti ed oltre, il periodo di stabilizzazione, in genere, non influenza la configurazione finale del ghiaccio; tuttavia, è preferibile aumentare la durata dello spruzzo per compensare un valore dell' LWC più basso di quello richiesto durante il transitorio di avvio.

Nel caso di test di breve durata, per i quali assumono particolare significato la forma e la quantità del ghiaccio accumulato, risulta alquanto utile apportare una opportuna correzione alla durata dello spray: l'entità di questo tempo supplementare dipenderà dai valori assunti dalle grandezze caratteristiche della nuvola prodotta.

Una soluzione che permetta di evitare il transitorio di avvio prevede l'uso di uno schermo retraibile posizionato davanti al modello con lo scopo di proteggerlo dalla formazione del ghiaccio fino a quanto il processo di spray non si sia stabilizzato.

Un'ottimizzazione significativa della fase iniziale di tale processo è stata realizzata dagli ingegneri della Research Aerodynamic Icing Tunnel della Boeing (figura 3.7).

In questo caso un gruppo di elettrovalvole a solenoide permette il controllo del flusso dell'acqua per ogni ugello: i valori relativi alla pressione dell'acqua e dell'aria vengono stabiliti prima dell'inizio dello spray mediante l'impiego di acqua di ricircolo fino a quando le elettrovalvole rimangono aperte.

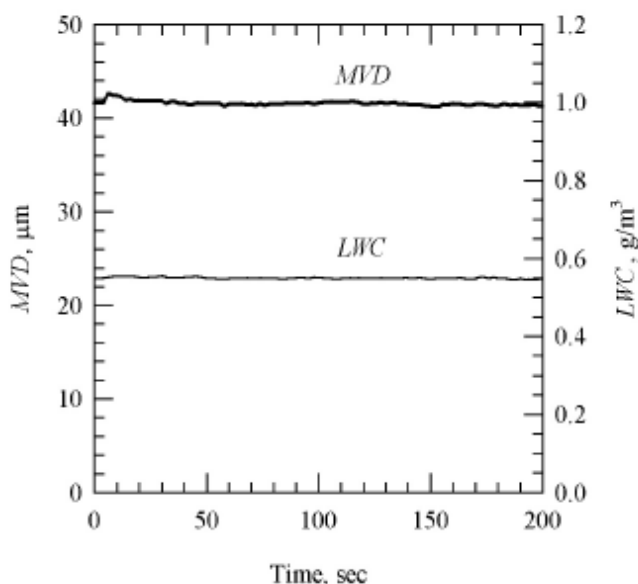


Figura 3.15 - Curve dell'LWC e dell'MVD durante la fase di spray nel caso di avvio "rapido" (NASA IRT-1998)

Nella figura 3.15 sono riportati gli andamenti nel tempo dei valori dell'LWC e dell'MVD relativi ad una tipica prova eseguita presso l'IRT utilizzando un sistema di spray modificato sulla base dell'esperienza condotta al Centro di Ricerca di Seattle.

Con questo sistema persino le rapide fasi di spray possono essere eseguite in assenza di indesiderati effetti transitori di avvio non ricorrendo così all'impiego dello schermo retraibile necessario per proteggere il modello.

Le modifiche apportate al sistema di spray dell'IRT hanno inoltre comportato la possibilità di eseguire una regolazione del valore dell' LWC durante il processo.

Ciascun allineamento di ugelli è collegato a due collettori d'acqua e la pressione del liquido in ogni collettore può essere controllata individualmente: le piccole variazioni dell'LWC durante lo spray possono essere realizzate tramite un singolo collettore per effetto della rapida risposta del sistema ai cambiamenti di pressione.

Le prove condotte allo scopo di testare tali potenzialità dell'impianto hanno fornito risultati molto soddisfacenti.

La disposizione dei doppi collettori consente inoltre l'installazione simultanea di due serie di ugelli che realizzano differenti gamme di flusso: ogni serie viene alimentata da un singolo collettore.

Un altro componente peculiare di una galleria a ghiaccio, come già anticipato, è lo scambiatore di calore che raffredda la corrente d'aria alla temperatura voluta.

L'accuratezza nel progetto dei primi scambiatori di calore era motivata dalla necessità di ottenere la massima superficie di esposizione al flusso d'aria esigenza questa che, spesso, comportava l'impiego di componenti di forma angolare che producevano indesiderate distorsioni della corrente.

Le più recenti generazioni degli scambiatori di calore utilizzati nelle più importanti gallerie a ghiaccio presentano, prevalentemente, elementi piani che riducono al minimo le distorsioni del flusso d'aria.

Efficienti sistemi automatici di controllo permettono di mantenere, per l'intera durata dei test, la velocità di rotazione della ventola, le caratteristiche della nuvola ghiacciata e le temperature entro intervalli piuttosto limitati.

Le gallerie a ghiaccio presentano, altresì, diverse caratteristiche supplementari che aumentano le loro potenzialità sperimentali: ad esempio, gli oblò consentono, oltre all'osservazione diretta, di fotografare ed effettuare registrazioni video dell'intero processo di formazione ed accrescimento del ghiaccio.

Diversi impianti sono dotati di celle frigorifere in prossimità della sezione di prova allo scopo di consentire l'esame e le necessarie rilevazioni "off-line" circa le formazioni di ghiaccio prodotte: le celle frigorifere possono anche essere usate per effettuare dei test in assenza di flusso d'aria.

In aggiunta a tali caratteristiche, le gallerie a ghiaccio, generalmente, sono dotate di una strumentazione che permette di misurare e registrare l'angolo di attacco a cui è posto il modello oltre che la temperatura e le pressioni sul modello stesso.

La potenza elettrica installata e le riserve d'aria pressurizzata consentono di testare sia i sistemi de-icing che quelli anti-icing.

L'IRT inoltre dispone di un dispositivo ottico di visualizzazione del flusso, di più sistemi di acquisizione delle immagini fotografiche e di video-registrazione ed ancora di uno scanner disposto nella cella frigorifera per registrare le coordinate tridimensionali dei depositi di ghiaccio.

In precedenza sono state riportate le caratteristiche più significative delle principali gallerie a ghiaccio presenti nel panorama mondiale: come è possibile verificare, i diametri delle sezioni di prova variano da circa 0.5 m a poco meno di 10 m mentre i valori di velocità del flusso sono compresi nell'intervallo $0.1 \div 270$ m/s.

E' importante osservare, a tal proposito, che questi valori di velocità sono riferiti alla condizione in cui la sezione di prova è vuota e pertanto, di volta in volta, bisognerà tener conto dell'influenza sulle caratteristiche del flusso della presenza dei modelli da sottoporre ai test.

La maggior parte delle gallerie operano a temperature che raggiungono i -30°C ed oltre in relazione alla velocità della corrente.

Per ciò che riguarda il Median Volumetric Diameter (MVD) i valori tipici variano fra 10 e 50 μm che rappresenta l'intervallo di interesse per quasi tutti gli studi sulla formazione del ghiaccio mentre il range di variazione del Liquid Water Content (LWC) dipende sia dalla pressione dell'aria e dell'acqua negli ugelli che dalla velocità e si può passare da pochi decimi di g/m^3 per le velocità più elevate a circa 5 g/m^3 per quelle più basse.

Nonostante sia possibile regolare la portata di acqua immessa nella corrente indipendentemente dal controllo delle dimensioni delle gocce, le attuali tecnologie applicate allo sviluppo ed alla produzione dei sistemi di spray non escludono la correlazione tra i valori dell'LWC e dell'MVD introducendo, in questo modo, una importante limitazione delle prestazioni fornite dalle gallerie a ghiaccio.

A tal proposito nelle figure 3.16(a) e 3.16(b) sono riportati gli inviluppi delle condizioni operative dell'IRT, per due diversi valori di velocità di esercizio, sovrapposti a quelli riportati nell'Appendice C delle FAR/JAR 25 e relativi al caso di "ghiaccio massimo intermittente".

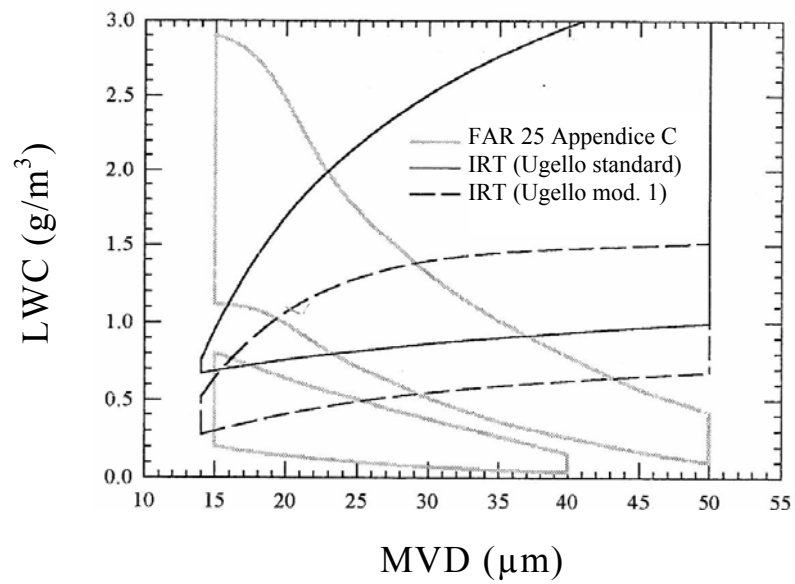


Figura 3.16(a) - Confronto tra i risultati sperimentali relativi all'IRT e l'involuppo delle condizioni naturali di ghiacciamento per $v = 250$ km/h

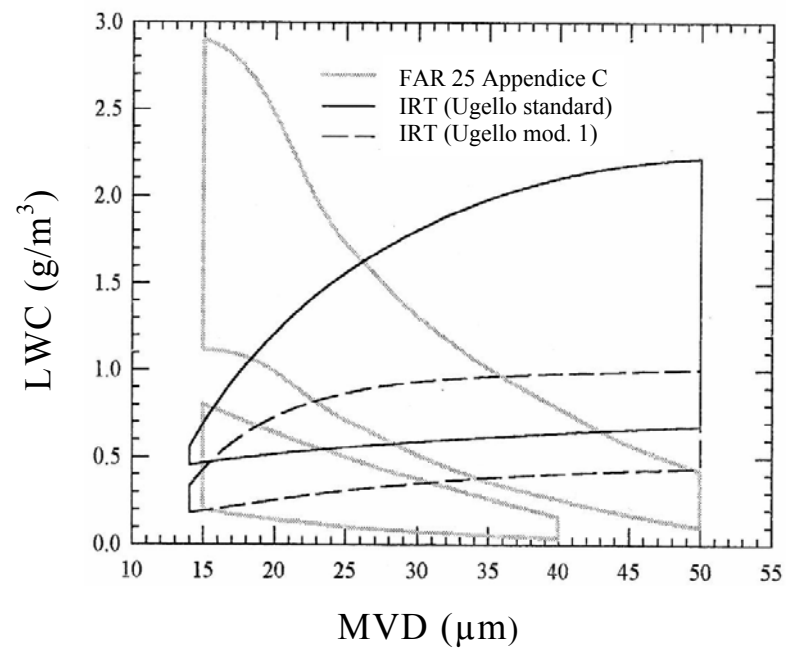


Figura 3.16(b) - Confronto tra i risultati sperimentali relativi all'IRT e l'involuppo delle condizioni naturali di ghiacciamento per $v = 450$ km/h

Dall'analisi di questi diagrammi si giunge alla conclusione, di carattere generale, che il processo di spray eseguito mediante gli ugelli normalmente impiegati nelle gallerie a ghiaccio impedisce di riprodurre condizioni che si verificano in atmosfera.

Più precisamente, nel caso considerato (nuvole cumuliformi) non è possibile ottenere alti valori dell'LWC per una ristretta gamma di valori dell'MVD così come non è possibile realizzare bassi valori dell'LWC per un ampio intervallo di valori dell'MVD contrariamente a quanto evidenziato dai regolamenti.

L'impiego di un numero maggiore di ugelli potrebbe determinare un aumento dell'LWC per bassi valori dell'MVD rendendo però il sistema di spray molto più complesso ed ingombrante con il rischio di provocare la distorsione ed il bloccaggio del flusso. Inoltre gli effetti dovuti alla limitata estensione della nuvola prodotta risultano diversi in relazione alla tipologia di prove che vengono eseguite: nel caso dello sviluppo e della certificazione dei sistemi di protezione dal ghiaccio (IPS) gli effetti che si manifestano per i sistemi di tipo meccanico sono sensibilmente differenti da quelli relativi ai sistemi di tipo termico che richiedono caratteristiche di alimentazione tanto maggiori quanto più alti sono i valori dell'LWC.

Si supponga, ad esempio, di dover eseguire una test per la determinazione dell'accumulo di ghiaccio che si forma su un modello investito dalla corrente per 4 minuti alle seguenti condizioni:

- temperatura statica di -8°C ;
- velocità di 450 km/h;
- $\text{MVD} = 30\text{ }\mu\text{m}$;
- $\text{LWC} = 0,25\text{ g/m}^3$.

La figura 3.16(b) evidenzia come sia impossibile ottenere a tale velocità, contemporaneamente, i valori richiesti dell'MVD e dell'LWC.

E' possibile, in tali circostanze, applicare dei metodi di "scaling" basati sull'impiego di equazioni che permettono di definire nuove condizioni di prova in grado di dar luogo agli stessi effetti prodotti da quelle effettive.

Tali equazioni sono ricavate a partire dalla fisica dell'accrescimento del ghiaccio in modo che la prova su scala garantisca la similitudine per ciò che concerne la geometria del modello, il campo di moto, la traiettoria delle gocce ed il bilancio termico.

Tutti i metodi di “scaling” disponibili sono approssimati in quanto il numero dei parametri di similitudine che devono essere considerati risulta essere maggiore delle condizioni di prova da determinare.

Le prove eseguite con i valori maggiori dell’LWC forniscono risultati più conservativi il che indica come la maggior potenza di alimentazione impegnata va ben oltre quella effettivamente necessaria.

Dal momento che le esigenze energetiche dei sistemi di protezione termici bilanciano il flusso convettivo di calore è essenziale effettuare prove a basse temperature.

Il funzionamento dei sistemi meccanici di protezione dal ghiaccio dipende, invece, sia dalla diversa tipologia di ghiaccio, funzione della temperatura e del valore dell’LWC, sia dal suo spessore che può essere controllato mediante l’LWC ed il tempo di esposizione.

Occorre inoltre sottolineare la difficoltà di generare, con gli ugelli attualmente a disposizione, gocce di piccolo diametro in corrispondenza dei valori dell’LWC necessari alla simulazione: la capacità di ottenere nuvole costituite da gocce di dimensioni inferiori ai 10 μm per valori dell’LWC di alcuni decimi di g/m^3 rappresenta un importante obiettivo delle gallerie a ghiaccio per la convalida dei metodi di simulazione.

Una probabile causa della difficoltà di ottenere valori dell’MVD molto minori di 10 μm è rappresentato dal fenomeno dell’evaporazione che risulta determinante per dimensioni delle gocce di alcuni micron e per bassi valori dell’LWC.

Un altro problema da valutare riguarda la ridotta uniformità delle nuvole artificiali che impone delle particolari restrizioni alla sperimentazione: si prende in considerazione la regione all’interno della quale l’LWC varia del $\pm 20\%$ rispetto al valore assunto in corrispondenza della sezione centrale della camera di prova.

L’estensione di tale regione di uniformità varia con la velocità della corrente e con l’LWC e, per alcune gallerie, può interessare soltanto la metà della sezione trasversale della camera di prova con l’LWC che diminuisce verso le pareti.

Per le prove su profili alari spesso si considerano i risultati ottenuti in corrispondenza della sezione centrale della camera di prova mentre la ridotta uniformità della nuvola può rappresentare un problema nel caso di ali a freccia,

cilindri rotanti e sezioni di ingresso dei propulsori.

Inoltre, le variazioni del bloccaggio possono modificare le caratteristiche del flusso e, corrispondentemente, la posizione della regione di uniformità oltre che i valori dell'LWC nella camera di prova.

Il ghiaccio può rendere piuttosto difficoltose le misure di resistenza e, pertanto, si procede, il più delle volte, alla sua asportazione dai modelli, effettuata manualmente, prima di eseguire tali misure.

■ Prestazioni delle gallerie a ghiaccio per la simulazione delle “icing conditions” non contemplate nell'Appendice C

Le condizioni che portano alla formazione di grosse gocce d'acqua soprafusa, Supercooled Large Droplets (SLD), sono caratterizzate da “freezing drizzle” e “freezing rain” cioè, rispettivamente, da fenomeni di pioviggine e di pioggia che tendono a congelare: nel primo caso le dimensioni delle gocce variano approssimativamente da 50 a 500 μm mentre nel secondo caso bisogna prendere in considerazione valori che oscillano da 500 a 1500 μm .

Per valori dell'MVD fino a 200 μm la principale limitazione che riguarda le prestazioni delle gallerie a ghiaccio riguarda un problema di taratura della strumentazione di misura piuttosto che l'effettiva capacità di realizzare tali condizioni le quali, è importante notare, non sono contemplate nell'Appendice C delle FAR/JAR 25: si parla in questo caso di “severe icing conditions” e non più, semplicemente, di “icing conditions”.

Inoltre le informazioni circa l'intervallo di valori assunti dalle dimensioni delle gocce, sulla loro distribuzione e sui livelli dell'LWC necessari, nella realtà, per ottenere SLD non sono sufficientemente dettagliate.

Altre limitazioni che riguardano la possibilità di formazione di SLD riguardano le diverse configurazioni assunte dalle gallerie: rapidi restringimenti di sezione immediatamente a monte della camera di prova possono determinare un allontanamento delle gocce più grandi dalla nuvola causando, così, la formazione di ghiaccio sulle pareti, l'alterazione della distribuzione delle dimensioni delle gocce nella camera di prova e la riduzione della regione uniforme in seno alla nuvola.

Le gallerie a ghiaccio più grandi, quali la già citata IRT e la BRAIT (Boeing Research Aerodynamic Icing Tunnel), sono maggiormente interessate da questo tipo di problema a causa della minore accelerazione dovuta alla contrazione delle sezioni.

Per l'IRT e la BRAIT il massimo valore dell'MVD che permetta di evitare gli effetti della separazione delle gocce più grandi deve risultare dell'ordine di 200 μm mentre per le gallerie più piccole si considera un valore inferiore a 100 μm .

Inoltre c'è da aggiungere che gli effetti gravitazionali sono, probabilmente, meno importanti degli effetti dovuti all'accelerazione della corrente per effetto della contrazione.

Un ulteriore problema relativo alla presenza di SLD può essere determinato dai bassi valori della pressione dell'aria e dell'acqua necessari per la formazione delle gocce più grandi: in alcune gallerie si possono manifestare dei salti di pressione dell'acqua tra il sistema di ugelli superiore e quello inferiore che inducono ulteriori alterazioni dell'uniformità dei valori dell'LWC e delle dimensioni delle gocce.

Quando il modello, ad esempio un profilo alare, è disposto orizzontalmente i salti di pressione determinano nella nuvola effetti molto ridotti in corrispondenza della sezione centrale della camera di prova: un controllo separato delle pressioni negli ugelli superiori ed inferiori permette di evitare questo inconveniente.

Nella figura 3.17 è mostrato il confronto tra la distribuzione dei diametri delle gocce, determinata nell'IRT, corrispondente ad un valore dell'MVD pari a 160 μm con una distribuzione relativa ad una nuvola che presenti le caratteristiche riportate nell'Appendice C delle FAR/JAR 25 e corrispondente ad un valore dell'MVD pari a 23 μm : sull'asse delle ordinate sono riportati i valori dell'LWC relativo a gocce di dimensioni normalizzate rispetto all'ampiezza di "bin" dello strumento utilizzato per la misura.

Il "size bin" fornisce un'indicazione della sensibilità di misura dello strumento: il termine "bin" deriva, probabilmente, dal fatto che tali sistemi impiegano una sorta di setaccio che, virtualmente, separa particelle di dimensioni diverse per raggrupparle in contenitori o "bins" contraddistinti da opportuni intervalli di valori del diametro.

Nel caso di strumentazione elettronica il raggruppamento o "bin" è un dato di output dello strumento che permette di determinare il numero di particelle di dimensioni comprese in un certo intervallo.

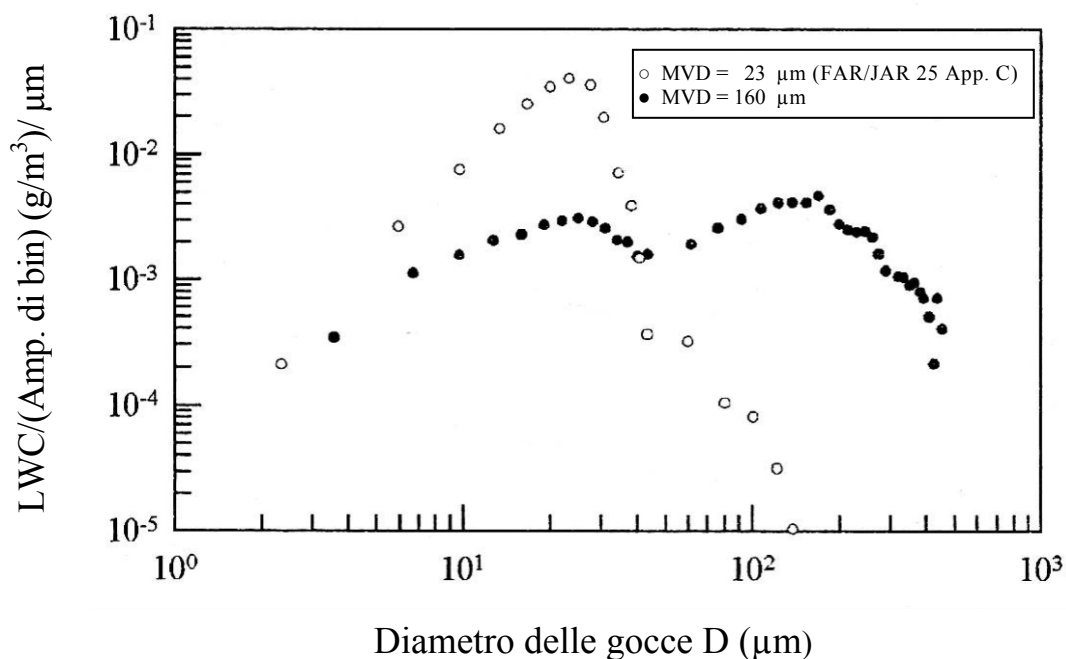


Figura 3.17 - Confronto tra due diverse distribuzioni dei diametri delle gocce

La completa distribuzione delle dimensioni delle gocce è stata ottenuta, nell'IRT, mediante l'impiego di due strumenti, un Forward Scattering Spectrometer Probe (FSSP) ed un Optical Array Probe (OAP) che adottano differenti ampiezze di bin, combinando i risultati in modo tale da ricavarne un'unica distribuzione: i due strumenti hanno fornito i dati relativi a gocce con diametri minori e maggiori di 50 μm, rispettivamente.

Dalla figura 3.17 si può notare come la distribuzione relativa ad un valore dell'MVD pari a 160 μm risulti più appiattita, comprendendo un numero maggiore di gocce con diametri superiori a 40 μm, rispetto alla distribuzione relativa ad un valore di 23 μm.

E' importante osservare come le distribuzioni dei diametri nel caso di gocce grandi, per un dato valore dell'MVD, non siano univocamente determinate e pertanto il confronto tra le caratteristiche delle nuvole artificiali e naturali risulta talmente difficile da dubitare del fatto che scegliere l'MVD per la caratterizzazione delle nuvole costituite da gocce grandi sia la procedura più adeguata.

Infatti una descrizione più accurata di una nuvola potrebbe essere possibile tenendo nella giusta considerazione l'influenza delle gocce più grandi piuttosto che affidarsi ad un particolare valore medio delle loro dimensioni quale l'MVD.

Un'altra limitazione operativa delle gallerie a ghiaccio riguarda l'estrema difficoltà di realizzare condizioni di “freezing rain”: studi sugli effetti aerodinamici della pioggia hanno comportato l'impiego di sistemi “oscillanti” di spray per generare grandi gocce ed ottenere opportuni valori dell'LWC, contemporaneamente.

Al fine di impedire la separazione delle gocce grandi dalla nuvola per effetto della contrazione delle sezioni ed evitare gli effetti gravitazionali, questi particolari sistemi di spray devono essere disposti all'ingresso della camera di prova.

Inoltre per poter assicurare la formazione di gocce d'acqua liquida sopraffusa è necessario, prima della fase di spray, portare il liquido ad una temperatura molto prossima a quella dell'aria: sono, comunque, previste ulteriori analisi e sperimentazioni tali da accertare l'effettiva efficacia delle metodologie che consentono la produzione di “freezing rain”.

E' molto frequente incontrare nell'atmosfera condizioni bi-fasiche caratterizzate dalla coesistenza di gocce d'acqua liquida sopraffusa e cristalli di ghiaccio: in tali circostanze il funzionamento dei sistemi di protezione dal ghiaccio (IPS) e dei propulsori viene certificato dagli attuali regolamenti.

La strumentazione necessaria a caratterizzare la dimensione e la fase delle particelle richiede ulteriori sviluppi: in particolare, c'è la necessità di distinguere le particelle d'acqua allo stato liquido da quelle allo stato solido nel caso di forma sferica.

Sono state condotte numerose ricerche per analizzare le condizioni bi-fasiche presenti, in natura, nelle nuvole allo scopo di stabilirne le modalità di simulazione in galleria nel rispetto di tutti gli standard di sicurezza previsti.

In realtà alcune prove di simulazione sono già state effettuate ma sono necessari altri studi per stabilire se sia possibile ottenere, con una soddisfacente ripetibilità, i rapporti solido/liquido richiesti.

Alcuni motori a turbina che sono venuti ad operare in condizioni bi-fasiche hanno manifestato dei problemi dovuti al bloccaggio del flusso ed allo spegnimento: tutto ciò è stato provocato dall'ingresso nel motore di cristalli di ghiaccio che si sciolgono a contatto con l'aria riscaldata nei primi stadi del compressore.

Inoltre alcuni di questi cristalli possono aggregarsi dando così luogo a depositi di ghiaccio sulle parti interne più fredde del motore per le quali, generalmente, l'Appendice C delle FAR/JAR 25 non prevede la possibilità di tali fenomeni.

Testare queste particolari condizioni di ghiacciamento è piuttosto complicato a causa della differenza tra la temperatura locale dell'aria, che può essere piuttosto elevata, e la temperatura delle particelle di ghiaccio in corrispondenza delle parti interessate dal fenomeno: tale circostanza deve essere riprodotta durante i test per poter valutare gli scambi di calore sulle superfici dei componenti.

Nelle gallerie a ghiaccio risulta difficile anche simulare la neve in quanto sono necessari tempi molto lunghi per poterne ottenere dei fiocchi: l'esperienza, comunque, suggerisce che alcuni effetti legati alla presenza di neve possano essere riprodotti utilizzando delle gocce parzialmente ghiacciate.

I requisiti dei sistemi termici di protezione dal ghiaccio (IPS) vengono determinati, principalmente, tenendo conto del contenuto totale di acqua piuttosto che il suo stato fisico (liquido e/o solido) importante, invece, nel caso dei sistemi di protezione di tipo “running-wet” che non consentono la completa evaporazione dell'acqua ma ne lasciano una parte allo stato liquido, libera di scorrere lungo le superfici del velivolo.

■ **Strumentazioni e metodi di misura per la caratterizzazione del ghiaccio**

Le gallerie a ghiaccio consentono di definire le caratteristiche della corrente e della nuvola artificiale: in molti casi vengono adottate le stesse procedure per la stabilizzazione di una nuvola uniforme così come per la misurazione dell'LWC.

L'uniformità di tale parametro è valutata tenendo conto del ghiaccio accumulato lungo tubi verticali ed orizzontali di 50 mm di diametro collocati in zone diverse all'interno della sezione di prova: tutte le misure effettuate vengono normalizzate rispetto a quella relativa al centro della galleria.

La corrente entrante nella sezione di prova viene sensibilmente distorta dai componenti interni della galleria quali le barre di spray ed i loro supporti: per ottenere quindi l'uniformità della nuvola prodotta gli ugelli devono essere disposti non uniformemente.

Allo scopo di determinare la zona all'interno della sezione di prova dove si concentra il flusso d'acqua proveniente da ugelli diversamente posizionati sono state eseguite una serie di procedure di spray usando, di volta in volta, due barre piuttosto distanziate: lo spessore del ghiaccio accumulato sui tubi verticali viene così

continuamente monitorato. La prova è ripetuta disponendo gli allineamenti verticali degli ugelli in posizioni orizzontali differenti ed analizzando le formazioni di ghiaccio che si deposita sulle barre orizzontali.

Le informazioni ottenute da queste prove consentono di determinare le posizioni ed il numero di ugelli nel modo più razionale possibile: tuttavia il processo di stabilizzazione di una nuvola uniforme viene ancora condotto per tentativi con un impiego di tempo considerevole.

L'uniformità di una nuvola ghiacciata è considerata solitamente accettabile quando l'LWC varia non oltre il $\pm 20\%$ rispetto al valore assunto in corrispondenza del centro della sezione di prova.

Le dimensioni di questa nuvola uniforme saranno sempre minori dell'altezza e della larghezza della sezione di prova in quanto l'LWC tende a diminuire in prossimità delle pareti: nel caso dell'IRT la nuvola è caratterizzata da un'altezza e una larghezza di circa 1,5 m per un valore di velocità di circa 350 km/h mentre per la BRAIT si raggiungono dimensioni di 1 m a 250 km/h.

E' importante rilevare come l'estensione della nuvola tende a ridursi all'aumentare della velocità della corrente.

In ordine a quanto specificato nell'Appendice C delle FAR/JAR 25, per la misura dell'LWC viene utilizzato un lamierino di alluminio lungo 150 mm e profondo 20 mm con uno spessore di 3 mm posizionato al centro della camera di prova dell'IRT.

Questi test, che permettono la formazione di ghiaccio granuloso o "rime", sono condotti ad una temperatura di circa -18°C .

Nel caso delle gallerie con un sistema di spray non caratterizzato da un avvio rapido può risultare necessario schermare il lamierino mentre il processo di spray si stabilizza: tale accorgimento non è adottato nell'impianto della NASA.

Il tempo di esposizione è regolato in modo da consentire la formazione di un deposito di ghiaccio con uno spessore compreso tra 1.6 e 4.8 mm che si estenda fino ad una distanza di circa 3 mm dal bordo d'attacco del lamierino.

Lo spessore del ghiaccio, misurato mediante un micrometro raffreddato, il tempo di esposizione e la velocità del flusso consentono di calcolare l'LWC una volta note l'efficienza di collezione del lamierino e la densità del ghiaccio "rime" per la quale si assume un valore medio di 0.88 g/cm^3 .

Le dimensioni delle gocce d'acqua sono valutate ricorrendo all'impiego di strumentazioni di tipo ottico, caratterizzate dall'impiego di un fascio laser, quali un Forward Scattering Spectrometer Probe (FSSP) ed un Optycal Array Probe (OAP) prodotti dalla "Particle Measuring System" (PMS) oltre che ad un sistema Phase Doppler Particle Analyzer (PDPA) realizzato dalla "Aerometrics".

Quando le particelle liquide vengono colpite dalla sorgente di luce questa è diffratta intorno alle gocce, riflessa dalle stesse e rifratta attraverso di esse: tramite l'analisi della luce diffusa è possibile determinare la distribuzione dei diametri.

Per strumenti il cui funzionamento è basato sull'uso del laser si definisce un "volume della sonda", indicando così la regione dove le gocce devono essere localizzate per la misura e che generalmente corrisponde alla zona in cui il raggio laser viene focalizzato mentre per "area campione" si intende la sezione del volume della sonda perpendicolare alla velocità delle particelle liquide.

Le due sonde della PMS sono state concepite e realizzate per essere installate a bordo di un velivolo con lo scopo di misurare le caratteristiche delle nuvole durante il volo e possono essere normalmente applicate nella sezione di prova di una galleria per valutare la distribuzione completa delle dimensioni delle gocce mentre il PDPA è impiegato, in modo non-intrusivo, per osservare la nuvola ghiacciata attraverso gli appositi oblò determinandone così i diametri delle particelle liquide più piccole.

La reale distribuzione dei diametri è continua ma le misure tendono ad approssimarla con una distribuzione discreta che corrisponde al "size bin" dello strumento.

Come già anticipato, il "size bin" fornisce un'indicazione della sensibilità di misura dello strumento: il termine "bin" deriva, con molta probabilità, dal fatto che gli strumenti impiegano una sorta di setaccio per individuare particelle liquide di diversi diametri che vengono, virtualmente, raggruppate in contenitori o "bins".

Il raggruppamento o "bin" è un dato di output dello strumento: l'FSSP permette di rilevare diametri compresi nell'intervallo $2 \div 47 \mu\text{m}$ mentre l'OAP, come già accennato, è in grado di valutare dimensioni maggiori ($15 \div 450 \mu\text{m}$).

Le informazioni così raccolte vengono utilizzate per ricavare un'unica distribuzione delle gocce in relazione al volume di controllo adottato, al tempo di misura impiegato ed al "size bin" di ciascun strumento.

Ad oggi non sono stati resi noti i risultati di varie ricerche che hanno avuto lo scopo di confrontare le distribuzioni delle gocce ottenute, in galleria, attraverso un sistema di spray con quelle presenti nelle reali circostanze atmosferiche.

A tal proposito è importante rilevare come in natura possono esistere diverse distribuzioni di gocce che sono caratterizzate dallo stesso valore dell' MVD a differenza di quanto si verifica, sperimentalmente, in galleria laddove una distribuzione è contraddistinta da ben determinati valori dell'LWC e dell'MVD.

Un altro rilevante problema relativo alla simulazione delle condizioni atmosferiche riguarda la possibilità di generare gocce d'acqua soprafusa, Supercooled Large Droplets (SLD): in natura l'acqua presente nelle nuvole può rimanere allo stato liquido anche se la temperatura rimane al di sotto dello zero.

Nelle gallerie a ghiaccio l'impiego degli ugelli per iniettare l'acqua nella corrente comporta una rapida espansione dell'aria che consente l'atomizzazione del liquido: onde evitare il congelamento degli iniettori durante il processo di spray, l'aria e l'acqua vengono riscaldate.

E' importante, però, valutare se il liquido riscaldato riesca a raffreddarsi sufficientemente raggiungendo così la temperatura prevista all'ingresso della sezione di prova oltre a tener conto dell'ulteriore raffreddamento subito dalle gocce per effetto della convezione mentre sono trascinate dalla corrente.

Un codice di calcolo sviluppato presso l'Arnold Engineering Development Center (AEDC) nel Tennessee è stato utilizzato per valutare, nelle gallerie a ghiaccio, il raffreddamento delle particelle liquide: per diametri che variano da 10 a 50 μm è possibile raggiungere un equilibrio termico all'ingresso della sezione di prova.

Uno studio condotto sull'effetto della temperatura dell'aria di atomizzazione e dell'acqua ha evidenziato come la configurazione del ghiaccio che viene a formarsi, per un valore dell'MVD pari a 15 μm , risulta indipendente dalle temperature raggiunte in corrispondenza del sistema di spray e comprese nell'intervallo 60 ÷ 80°C.

A circa 40°C le gocce iniziano a congelare prima di raggiungere il modello nella sezione di prova con una velocità di accrescimento del ghiaccio che diventa sensibilmente più ridotta.

L'interesse sempre maggiore verso le condizioni che favoriscono la formazione di ghiaccio caratterizzate dalla presenza di gocce con diametri maggiori (oltre i 50 μm)

di quelli contemplati nell'Appendice C delle FAR/JAR 25 ha richiesto una intensa attività di calibratura delle maggiori gallerie quali l'IRT e la BRAIT.

Nel caso in cui queste gocce più grandi sono surraffreddate la pressione dell'aria di atomizzazione risulta molto più bassa di quanto richiesto dai regolamenti con un conseguente minor raffreddamento iniziale ed, inoltre, il volume delle particelle liquide comporterebbe tempi maggiori per raggiungere l'equilibrio termico all'ingresso della sezione di prova.

Tuttavia, un recente studio condotto dai tecnici dell'IRT ha evidenziato come il codice di calcolo messo a punto all'AEDC abbia rilevato che le gocce con un diametro non superiore a 160 μm raggiungono una temperatura leggermente più bassa di quella dell'aria.

Una serie di termocoppie disposte lungo il bordo d'attacco di un profilo alare hanno rilevato un eccessivo raffreddamento nel momento in cui la nuvola ghiacciata investe il modello e ciò a riprova del fatto che la temperatura delle gocce era compresa tra quella statica e quella totale dell'aria.

Poiché i tempi di prova caratteristici della BRAIT sono molto simili a quelli relativi all'IRT i risultati ottenuti in questa galleria indicano come le gocce di grandi dimensioni che vengono a formarsi nell'impianto di Seattle risultino surraffreddate (SLD). I tipici errori che caratterizzano i risultati ottenuti nel corso delle attività condotte con una galleria a ghiaccio dipendono da fattori quali:

- la taratura delle singole apparecchiature;
- le inevitabili differenze tra le misure fornite dalle varie strumentazioni che spesso comportano l'adozione di valori medi ponderati;
- le difficoltà relative ai programmi di calibratura seguiti per determinare i valori di pressione relativi all'aria ed all'acqua in corrispondenza del sistema di spray.

Nel caso dell'IRT sono stati riscontrati i seguenti margini di approssimazione da mettere in relazione al funzionamento degli strumenti ed all'applicazione delle tecniche di taratura:

- temperatura: $\pm 1,5^{\circ}\text{C}$;
- velocità: $\pm 4 \%$;
- MVD: $\pm 12 \%$;

- LWC: $\pm 12\%$.

A tal proposito è importante evidenziare come le approssimazioni relative all'LWC e all'MVD si riferiscono alla zona centrale della sezione di prova.

Nell'IRT la temperatura totale è valutata come media delle rilevazioni fornite da un sistema di 24 termocoppie di tipo T disposte a valle delle alette che favoriscono la deviazione della corrente in corrispondenza dell'angolo D immediatamente a monte del sistema di spray (figura 3.12).

Il valore della temperatura totale misurato nella sezione di prova mediante una sonda di tipo Rosemount presenta uno scarto di $\pm 0,5^\circ\text{C}$ rispetto al valore medio relativo all'angolo D: tale condizione viene confermata dallo studio degli effetti della temperatura totale sull'accrescimento del ghiaccio.

Inoltre, le misure fornite da termocoppie disposte lungo il bordo d'attacco di un modello si mostrano in buono accordo con le temperature medie della galleria.

Nella figura 3.18 vengono mostrati i risultati di tre prove di congelamento con valori della temperatura totale T_o , rispettivamente, di -2° , -1° e 0°C : si può notare come la formazione di ghiaccio sul bordo d'attacco di un profilo NACA 0012 con la corda di 500 mm e posto ad un angolo d'incidenza di 4° si intensifichi al diminuire della temperatura.

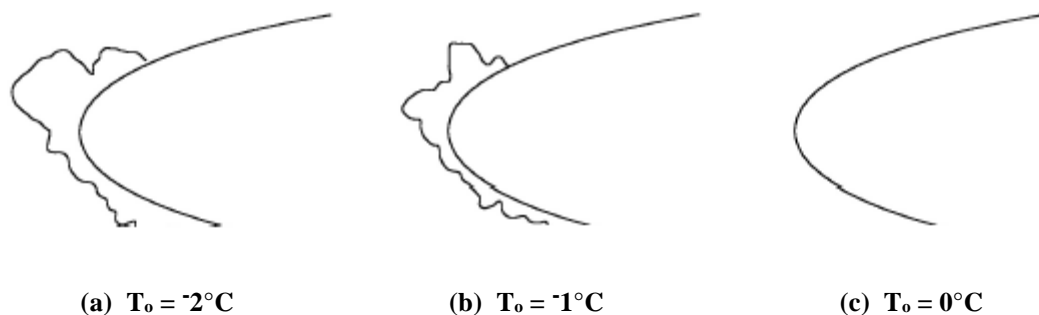


Figura 3.18 - Effetti della temperatura totale T_o sulla geometria del ghiaccio

Il margine di errore previsto per la valutazione dell'MVD ed indicato in precedenza è quello tipico di un ben determinato strumento di misura: non esistendo una strumentazione standard per la misura di tale parametro non è pertanto possibile definirne un grado di approssimazione assoluto.

William Olsen ha confrontato per conto della NASA le prestazioni offerte da diversi tipi di strumenti di misura delle dimensioni delle gocce con i risultati forniti da un metodo di calibratura delle nuvole basato sulla determinazione delle traiettorie delle particelle liquide: l'indagine condotta ha dimostrato che le indicazioni fornite dagli strumenti confermavano solo in minima parte i valori dei diametri calcolati.

Inoltre, l'impiego di tali strumentazioni comporta l'intervento di esperti operatori in grado di analizzare ed interpretare i risultati ottenuti in modo da ricavare la distribuzione delle gocce necessaria per la valutazione dell'MVD con il rischio, però, che operatori diversi, utilizzando lo stesso strumento, possano giungere a valori differenti dell'MVD per la stessa nuvola.

Per uno specifico strumento ed un dato operatore gli errori nella valutazione del numero e delle dimensioni delle particelle liquide sono state valutate sulla base di dati ricavati da calibrature effettuate in funzione delle pressioni dell'aria e dell'acqua in corrispondenza del sistema di spray.

L'umidità è un parametro che viene monitorato con molta difficoltà in galleria e soltanto nel caso in cui si abbia a che fare con impianti a circuito chiuso tende a raggiungere nel tempo un valore stazionario: tale effetto è, probabilmente, molto attenuato nelle gallerie a circuito chiuso per valori dell'MVD maggiori di 15 μm .

Per quanto riguarda, invece, gli errori che affliggono la valutazione dell'LWC occorre tener conto di due cause principali.

In primo luogo, le misure dello spessore del ghiaccio utilizzate per calibrare l'LWC ottenibile in galleria sono caratterizzate da inevitabili errori commessi durante la sperimentazione: generalmente si ritiene accettabile un'approssimazione del $\pm 10\%$.

In secondo luogo, i modelli usati durante i test comportano dei bloccaggi ben diversi da quelli prodotti dal lamierino di calibratura descritto in precedenza.

Come il bloccaggio possa influenzare tale parametro non è stato ancora approfondito ma è certo che i modelli, deviando la corrente, inducono bruschi e rapidi spostamenti della nuvola ghiacciata prodotta rispetto alla sua posizione di calibratura con una conseguente variazione del valore dell'LWC al centro della sezione di prova.

La regione nella quale la nuvola presenta una soddisfacente uniformità è caratterizzata da un valore dell'LWC che si discosta di circa $\pm 20\%$ rispetto al valore

centrale. Pertanto, oltre all'errore valutato in corrispondenza del centro della sezione di prova occorre prendere in considerazione le approssimazioni associate alla non-uniformità del Liquid Water Content: i valori attuali dipendono sensibilmente dall'umidità dell'aria che può determinare condizioni di saturazione nelle gallerie a circuito chiuso

In conclusione, è stato verificato che il fenomeno dell'evaporazione comporta una riduzione di tale parametro che, per impianti a circuito chiuso, oscilla da 0.1 a 0.15 g/m³ con punte maggiori nel caso di circuito aperto.

Poiché durante il processo di spray l'aria d'atomizzazione è secca l'effetto dell'evaporazione aumenta con la pressione dell'aria e risulta tanto più marcato sulla valutazione dell'LWC quanto minori sono i suoi valori.

■ Ripetibilità delle prove sperimentali

La ripetibilità dei test condotti in una galleria a ghiaccio è verificata periodicamente misurando l'LWC e valutando l'uniformità della nuvola ghiacciata in corrispondenza della sezione di prova.

Nel caso dell'IRT tali verifiche vengono effettuate, generalmente, ogni 6 mesi o dopo aver sostituito una delle strumentazioni, quali il sistema di spray o lo scambiatore di calore, che possono in qualche misura influenzare i risultati della sperimentazione.

Non esiste alcun test di verifica talmente efficace da evidenziare un'assoluta ripetibilità ma, se non sono state apportate modifiche significative ai principali sistemi dell'impianto, la calibratura dell'LWC al centro della sezione di prova resta alquanto invariata variando per ogni ugello il set di regolazione non oltre il $2 \div 3$ %.

Di norma, nel caso in cui si accerti una evidente compatibilità tra i risultati di calibrature successive eseguite alle più alte velocità di esercizio, la ripetibilità è considerata accettabile.

L'esame periodico dei cambiamenti nella calibratura della nuvola ghiacciata può rivelare problemi importanti, quali occlusioni parziali o totali degli ugelli, che dovrebbero essere corretti prima di continuare l'attività sperimentale.

Gli operatori di una galleria a ghiaccio, inoltre, registrano e confrontano la conformazione dei depositi di ghiaccio su un determinato modello, prima e dopo tutte le modifiche più significative apportate all'impianto, al fine di ricavare informazioni puramente indicative circa il livello di ripetibilità.

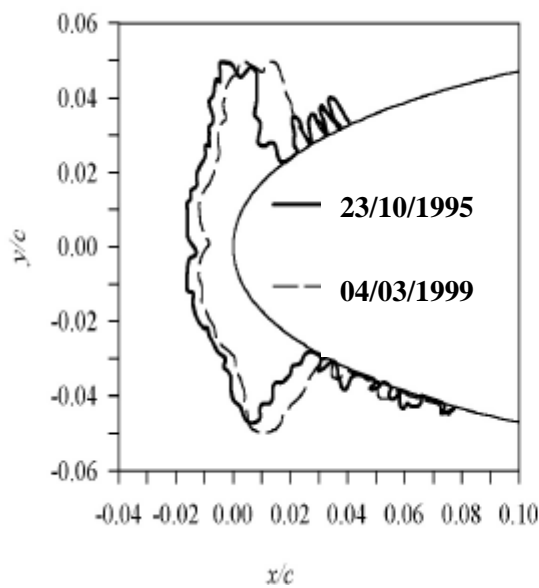
Analogamente a quanto si verifica per la valutazione dell'uniformità di una nuvola ghiacciata, non esiste alcun criterio standard che permetta di stabilire una soddisfacente ripetibilità per ciò che riguarda la geometria dell'accrescimento del ghiaccio.

Pertanto, il confronto tra i diversi risultati viene spesso affidato ai tecnici che esprimono, inevitabilmente, dei giudizi estremamente soggettivi sulle prestazioni della galleria.

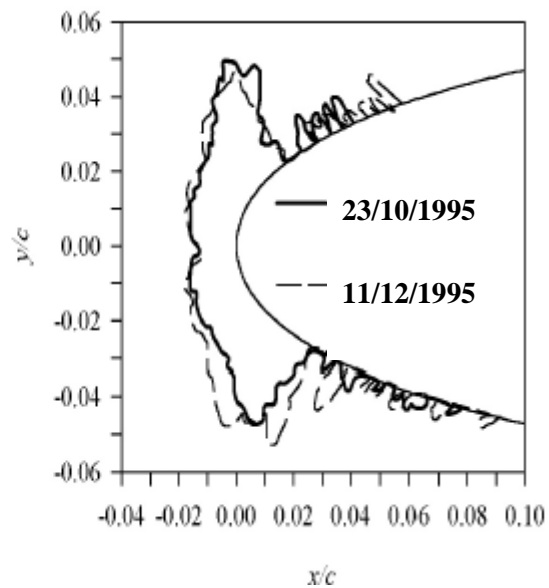
Nella figura 3.19 sono mostrati, a proposito dell'IRT, alcuni esempi di ripetibilità della geometria del ghiaccio formatosi sul bordo d'attacco di un profilo NACA 0012

con la corda di 500 mm ad incidenza nulla nelle seguenti condizioni:

- temperatura statica: -7°C ;
- velocità: 250 km/h ;
- MVD = $30\text{ }\mu\text{m}$;
- LWC = 1 g/m^3 ;
- durata del test: 7.3 minuti.



(a) Test condotti con due diversi sistemi di spray



(b) Test condotti con lo stesso sistema di spray

Figura 3.19 - Esempi di ripetibilità della geometria del ghiaccio per l'IRT

La figura 3.19(a) mostra il confronto tra le formazioni di ghiaccio ottenute durante due prove eseguite, nelle stesse condizioni, rispettivamente nell'Ottobre del 1995 e nel Marzo del 1999: nel periodo di tempo intercorso tra i due test il sistema di spray dell'IRT è stato completamente sostituito e la nuvola ghiacciata ricalibrata.

I profili, tracciati a mano e valutati in corrispondenza della zona centrale della sezione di prova, sembrano piuttosto simili anche se sfalsati tra loro rispetto al modello.

Nella figura 3.19(b), invece, sono riportati i risultati di prove analoghe eseguite nell'Ottobre e nel Dicembre del 1995 mantenendo invariate le caratteristiche dell'impianto: i profili mostrano ancora una soddisfacente sovrapponibilità tranne che in corrispondenza dei “corni”.

I fattori che influiscono sulla ripetibilità della geometria del ghiaccio non sono stati ancora completamente definiti ma, con molta probabilità, sono da ricondurre a piccole modifiche della posizione della nuvola, alle variazioni di parametri ambientali quali l'umidità, alle differenze nell'installazione del modello ed alle variazioni delle caratteristiche di flusso relative agli ugelli del sistema di spray.

Un peggioramento della ripetibilità della geometria del ghiaccio può manifestarsi sia a temperature prossime al punto di congelamento che in condizioni tali da determinare frazioni congelate molto basse in quanto la conformazione del ghiaccio è molto sensibile alla temperatura in tali circostanze.

Ciò è stato già evidenziato nella figura 3.18 che mostra i risultati di una serie di tre prove di congelamento con valori della temperatura totale T_o , rispettivamente, di -2° , -1° e 0°C : la quantità di ghiaccio che si forma a -1°C risulta minore di quella relativa a -2°C in quanto parte dell'acqua scorre all'indietro lungo il modello, alla temperatura più alta, senza congelare.

Pertanto, se venissero eseguite diverse prove ad un valore indicato di T_o pari -1°C , le piccole ed inevitabili differenze di temperatura da una prova ad un'altra potrebbero provocare significative modifiche della quantità e della geometria del ghiaccio accresciuto.

■ Sviluppi futuri previsti per le gallerie a ghiaccio

Le gallerie a ghiaccio permettono un controllo alquanto rigoroso dei parametri caratterizzanti la formazione di ghiaccio consentendo, in tal modo, dettagliate verifiche necessarie al progetto ed alla certificazione dei sistemi di protezione dal ghiaccio (IPS): tuttavia, i costi di gestione e le esigenze di pianificazione delle attività svolte utilizzando tali impianti, unitamente al numero limitato, precludono la possibilità di un loro diffuso impiego.

La loro importanza è pertanto legata all'accuratezza dei risultati delle simulazioni ed al loro particolare utilizzo finalizzato alla verifica dei progetti, all'analisi dei problemi ed al rilascio delle certificazioni: la funzione delle gallerie a ghiaccio è, sotto molti aspetti, analogo a quello delle gallerie aerodinamiche che convalidano ed integrano i risultati dell'analisi computazionale (CFD) applicata alla dinamica dei fluidi.

E' importante comunque tener conto di alcuni limiti riguardanti le sperimentazioni che vengono eseguite in condizioni caratterizzate da bassi valori dell' MVD ed alti valori dell'LWC nell'ambito delle indicazioni fornite dall'Appendice C delle FAR/JAR 25.

Altri limiti riguardano la possibilità di simulare condizioni che non sono contemplate nei regolamenti e che prevedono la presenza di SLD, di sistemi bi-fasici (liquido/solido) e processi di ghiacciamento estremamente intensi, senza dimenticare, inoltre, la scarsità delle informazioni relative alle circostanze ambientali nelle quali si svolgono i vari fenomeni che sono oggetto della sperimentazione.

Per ciò che riguarda, invece, i vantaggi che derivano dall'impiego delle gallerie a ghiaccio occorre citare:

- la ripetibilità delle prove;
- l'elevato livello di monitoraggio delle condizioni nelle quali esse si svolgono;
- la rapida acquisizione dei dati;
- la convenienza economica rispetto alle prove in volo;
- l'assoluta indipendenza operativa dalle condizioni atmosferiche.

Inoltre, durante la fase di progetto, le gallerie sono di estrema utilità per la determinazione dei parametri che caratterizzano gli accumuli di ghiaccio quali:

- la forma;
- le dimensioni;
- l'estensione;
- le caratteristiche superficiali.

consentendo l'eventuale convalida dei risultati numerici ottenuti mediante codici di calcolo che rivestono un ruolo altrettanto importante nel lavoro di certificazione.

Una rigorosa analisi dei limiti sperimentali, alla luce dei vantaggi garantiti, permette di delineare una serie di sviluppi futuri previsti per le gallerie a ghiaccio.

Tra questi uno dei più importanti riguarda l'ampliamento della gamma di condizioni simulabili in modo da soddisfare più compiutamente i requisiti imposti dall'Appendice C delle FAR/JAR 25.

Sarà richiesta, infatti, a breve termine, una maggior capacità di produrre SLD per le certificazioni nel caso di “freezing drizzle” mentre non è ancora considerata un’esigenza primaria la possibilità di simulare “freezing rain”, neve e condizioni bi-fasiche.

Sono altresì auspicabili sviluppi della strumentazione che possano garantire metodi non intrusivi di misura all’interno della nuvola artificiale durante la fase di spray oltre all’ottimizzazione delle condizioni ambientali nelle quali si effettuano le prove per migliorare, così, la qualità della corrente.

3.3 - Camere ad atmosfera controllata

E' importante osservare come sia possibile adottare un'altra tecnica di simulazione delle "icing conditions": si ricorre all'impiego delle cosiddette camere ad atmosfera controllata o celle climatiche e, più in generale, degli impianti per la simulazione ambientale.

Si tratta di volumi chiusi, con dimensioni estremamente variabili, in cui vengono riprodotte condizioni ambientali caratterizzate da fattori ben definiti quali caldo, freddo, umidità, luce, composizione e velocità dell'aria, vuoto, alta pressione, polveri e liquidi in sospensione ed in cui vengono provocati shock termici, scosse e vibrazioni, azioni chimiche corrosive con l'intensità e nei tempi di applicazione desiderati.

Le celle climatiche, quindi, adempiono ad una serie di funzioni diversificate ed hanno un campo d'applicazione vastissimo che riguarda, oltre il settore aerospaziale:

- la biologia, per gli studi di fisiologia e patologia di esseri viventi nei riguardi della loro relazione con le condizioni ambientali;
- le tecnologie per le prove di resistenza alle intemperie, alla corrosione, alle escursioni termiche dei prodotti industriali di vario genere;
- l'edilizia;
- la conservazione dei monumenti;
- l'ecologia.

Il laboratorio climatico McKinley, presso la base aerea di Eglin, in Florida, rappresenta la più grande camera ad atmosfera controllata a livello mondiale: concepito e progettato durante la Seconda Guerra Mondiale, completato nel 1947 e rinnovato dopo mezzo secolo, può ricreare buona parte delle condizioni atmosferiche che si manifestano in natura con temperature che variano, nei due locali di prova principali, da -60° a +80° C. L'efficace isolamento termico delle pareti perimetrali e del soffitto lo rendono assimilabile ad un gigantesco contenitore termostatico, un grande "termos", caratterizzato dalle seguenti dimensioni:

- 76 m di larghezza;
- 80 m di profondità;
- 21 m di altezza;

per effetto delle quali rappresenta l'unico impianto del genere capace di alloggiare velivoli in scala reale (foto 3.1).



Foto 3.1 - Un F/A 22 Raptor all'interno del laboratorio McKinley

Vengono eseguite, principalmente, prove dinamiche durante le quali l'equipaggio, a bordo dei velivoli, controlla dalla cabina di pilotaggio il corretto funzionamento dei sistemi di bordo, dei vari equipaggiamenti, dei propulsori, del carrello di atterraggio e delle superfici di controllo mentre, all'esterno, il personale addetto effettua tutti i controlli di rito eseguendo le procedure previste per le reali condizioni operative che vengono simulate.

All'interno del laboratorio McKinley i velivoli sono sottoposti, durante una serie di prove successive, a tutte le condizioni meteorologiche nelle quali possono, realmente, venire ad operare: una di queste è caratterizzata da nebbia ghiacciata ottenuta mediante sistemi mobili di spray che utilizzano aria ed acqua ad alta pressione per generare una nuvola (foto 3.2) caratterizzata da valori dell'MVD variabili nell'intervallo $20 \div 90 \mu\text{m}$ e dell'LWC compresi nell'intervallo $0.1 \div 0.8 \text{ g/m}^3$.

La nuvola viene "soffiata" sul velivolo ad una velocità di circa 10 m/s mentre gli ugelli nebulizzatori sono investiti da getti di vapore onde evitare depositi di ghiaccio che ne possano compromettere il funzionamento.



Foto 3.2 - Processo di spray

Altri particolari test di ghiacciamento sono eseguiti in condizioni di “freezing rain” : si analizzano i depositi di ghiaccio che vengono a formarsi nelle prese d’aria dei propulsori che risucchiano, durante il loro funzionamento, l’acqua gelata immessa nella camera di prova.

Oltre al laboratorio climatico McKinley che, come già ricordato, rappresenta il più grande impianto del suo genere al mondo, ne esistono altri di un certo rilievo tecnico-scientifico, principalmente negli Stati Uniti, con camere ad atmosfera controllata di varie dimensioni.

A tal proposito è utile citare:

- i laboratori Wyle di Huntsville, Alabama, con una camera di dimensioni 8.5 m x 5.5 m x 5.5 m;
- il Naval Air Warfare Center di Oxnard, California, (18 m x 18 m x 7.5 m);
- l’US Army Aberdeen Test Center, Maryland, (24 m x 12 m x 7.5 m);
- il Nevada Automotive Test Center di Carson City, (27 m x 7 m x 8 m);
- l’US Army White Sands Missile Range, New Mexico, (32 m x 12 m x 15 m).

I vantaggi derivanti dall’impiego di queste camere ad atmosfera controllata per effettuare prove di ghiacciamento possono essere così schematizzati:

1. *Operatività garantita per tutto l'anno* : le condizioni ambientali nelle quali i test vengono condotti sono assolutamente indipendenti dai fenomeni meteorologici che si manifestano all'esterno.
2. *Ripetibilità dei test* : il clima all'interno delle camere ad atmosfera controllata viene riprodotto mediante sistemi sia termodinamici che meccanici ed i valori delle variabili relative alle diverse tipologie di prove vengono continuamente monitorati e registrati in un data-base che costituisce un fondamentale riferimento per la sperimentazione successiva. Per la maggior parte delle valutazioni relative alla formazione di ghiaccio i valori di temperatura, umidità relativa, pressione, portate d'aria e d'acqua variano all'interno di intervalli ben definiti.
3. Nel caso del laboratorio climatico McKinley la temperatura interna varia tra -60° e $+80^{\circ}$ C mentre l'umidità relativa (RH) raggiunge il 98 % ad una temperatura compresa tra 0° e $+52^{\circ}$ C riducendosi di circa il 40 % a $+70^{\circ}$ C.
4. Vengono utilizzati centinaia di litri al minuto d'acqua per la formazione di pioggia, ghiaccio e neve ad una pressione che viene regolata da 0 a 125 psi (le portate variano sensibilmente in relazione alla tipologia di test da eseguire). La temperatura dell'acqua varia da $+18^{\circ}$ C (valore medio relativo alla rete idrica urbana) fino al valore della temperatura ambiente del laboratorio.
5. La pressione dell'aria nei circuiti dell'impianto raggiunge un valore di circa 100 psi: tale pressione è sufficiente per la formazione del ghiaccio con portate volumetriche d'aria piuttosto basse mentre per la neve è necessario ricorrere all'impiego di compressori aggiuntivi.
6. *Vasta gamma delle condizioni di prova* : nel caso delle gallerie a ghiaccio e delle celle climatiche è garantita un'estrema flessibilità sperimentale grazie al fatto che, variando opportunamente le caratteristiche di pompe e compressori, si possono ottenere le portate d'aria e d'acqua richieste.
7. *Estrema selettività delle zone sottoposte alla sperimentazione* : in una camera ad atmosfera controllata la possibilità che una nuvola ghiacciata di estensione limitata investa una ristretta zona di particolare interesse sperimentale è pari all'eventualità che un intero velivolo venga completamente immerso in una nebbia ghiacciata.

8. *Uniformità delle nuvole artificiali* : a differenza di quanto avviene durante la sperimentazione in volo con l'ausilio di AIT, la capacità degli impianti terrestri di produrre nuvole di estensioni molto ampie elimina o comunque riduce di molto l'inconveniente della non-uniformità dell'LWC verso le zone periferiche.
9. *Agevole controllo dell'accrescimento del ghiaccio* : le camere ad atmosfera controllata, in quanto tali, garantiscono la possibilità di variare opportunamente la temperatura dell'aria al loro interno permettendo, così, le ispezioni, le misure e la documentazione dello stato di accrescimento del ghiaccio da parte del personale addetto.
10. *Significative riduzioni dei costi di esercizio rispetto alle prove in volo.*

Sulla base di queste considerazioni è lecito ritenere che le camere ad atmosfera controllata rappresentino uno strumento estremamente valido per lo studio e le simulazioni riguardanti i fenomeni di formazione del ghiaccio sui velivoli completi e sui loro singoli componenti.

Oltre i vantaggi analizzati occorre, però, tener conto anche dei limiti caratteristici di questi impianti che, fondamentalmente, sono di duplice natura:

1. *Simulazione di condizioni meteorologiche che riguardano, principalmente, procedure operative eseguite a terra piuttosto che fasi di volo*: molto spesso vengono effettuate indagini sulla formazione della neve e di "freezing rain" necessarie per il progetto e lo sviluppo sia dei sistemi antighiaccio (anti-icing) che di quelli di sghiacciamento (deicing) utilizzati negli aeroporti sui velivoli in sosta.
2. *Dimensioni ridotte*: la maggior parte delle camere ad atmosfera controllata sono caratterizzate da piccoli volumi ; esistono, al mondo, soltanto pochi impianti, tra i quali il laboratorio McKinley, in grado di ospitare al loro interno velivoli completi o particolari e sezioni piuttosto ingombranti come le ali o le fusoliere.

3.4 - Sistemi aviotrasportati

Negli Stati Uniti le agenzie governative ed alcune società private sono ricorse all'impiego di particolari sistemi, installati a bordo di speciali aviocisterne denominate Airborne Icing Tankers (AIT), allo scopo di produrre in atmosfera, con processi di spray, nuvole ghiacciate per la simulazione di “icing conditions”.

L'uso di queste aviocisterne ha consentito tutta una serie di prove e di certificazioni riguardanti, particolarmente, i sistemi che impediscono la formazione di ghiaccio (anti-icing) e quelli destinati allo sghiacciamento (de-icing).

E' importante, a tal proposito, ricordare che tutti questi sistemi di protezione, montati durante i test a bordo di velivoli che fungono da veri e propri laboratori volanti, sono concepiti e progettati per operare in condizioni di ghiacciamento caratterizzate da particolari valori del Liquid Water Content (LWC) e del Median Volumetric Diameter (MVD) indicati nell'Appendice C delle FAR/JAR 25.

Nonostante i regolamenti definiscano la maggior parte delle “icing conditions” nelle quali i velivoli possono normalmente operare, è importante evidenziare come, in presenza di particolari fenomeni meteorologici quali “freezing rain” e “freezing drizzle”, le nuvole possono contenere Super Large Droplets (SLD) che costituiscono un serio problema per il volo in “severe icing conditions”.

Per molti anni si è utilizzato un velivolo quadrigetto dell'USAF, opportunamente modificato, del tipo KC 135 A (foto 3.3), un'aviocisterna normalmente utilizzata per i rifornimenti di carburante in volo, che costituisce una particolare evoluzione del Boeing 707 destinato al trasporto civile e commerciale.



Foto 3.3 - Un Boeing KC 135 A impegnato in un rifornimento “body-body”

Nella nuova configurazione del KC 135 A i serbatoi destinati, originariamente, a contenere carburante per i rifornimenti in volo sono stati separati dal resto del sistema di alimentazione del velivolo, opportunamente rivestiti e riempiti con circa 9'000 litri di acqua demineralizzata che consentono un'autonomia sperimentale massima di 150 minuti.

Si utilizza l'aria compressa spillata dai due propulsori più vicini alla fusoliera, per impedire il congelamento dell'acqua negli ugelli, favorendone la dispersione nell'atmosfera, attraverso diffusori e ad una velocità pari a quella di volo, sotto forma di piccolissime gocce che determinano la formazione di una nuvola continua con caratteristiche fisiche ben determinate.

L'acqua e l'aria compressa vengono convogliate, attraverso una rete di tubazioni dislocata lungo la fusoliera, nell'under-side posteriore del velivolo, verso il "boom": tale dispositivo è costituito da un condotto semi-rigido incernierato nella parte inferiore del cono di coda, normalmente utilizzato per il trasferimento del carburante durante un cosiddetto "rendez vous", che per l'occasione viene equipaggiato all'estremità libera con un sistema circolare di ugelli nebulizzatori (foto 3.4).



Foto 3.4 - Prova di ghiacciamento sulla presa d'aria di un F 15 Eagle

Le prove di ghiacciamento vengono eseguite ad una velocità di volo compresa tra 150 e 300 kts ad una quota che può variare da 5'000 a 30'000 ft.

I diametri delle nuvole artificiali variano, generalmente, da 4 a 8 ft in relazione alla distanza tra gli ugelli ed il sistema da testare (foto 3.5): ciò permette di eseguire delle prove su sezioni di dimensioni limitate evitando così di esporre l'intero velivolo-laboratorio ed il suo equipaggio ai rischi connessi con la formazione del ghiaccio in condizioni, spesso, estremamente pericolose per il volo.



Foto 3.5 - “Rendez vous” per una prova di ghiacciamento

E' anche vero, però, che i valori ridotti dell'estensione trasversale delle nuvole comportano lo svantaggio di impedire i test su componenti di grosse dimensioni quali possono essere, ad esempio, i propulsori di un Boeing 777.

Un sistema laser di misura delle distanze, Laser Distance Measuring System (LDMS) ed una videocamera vengono installati in un pod posizionato nell'under-side posteriore del velivolo: il primo sistema consente di mantenere la giusta distanza di separazione tra l'aviocesterna ed il velivolo che la segue mentre la videocamera permette un controllo visivo, in tempo reale, della prova attraverso un monitor sulla console dell'operatore addetto alla procedura di spray.

I risultati ottenuti mediante la disposizione circolare degli ugelli evidenziano come i valori dell'LWC e del MVD all'interno della nuvola prodotta, pur essendo ragionevolmente compatibili con le indicazioni fornite dall'Appendice C delle FAR/JAR 25, devono essere ottimizzati.

Per tale motivo il sistema di spray è stato migliorato eliminando le perdite interne di acqua che davano luogo ad inaccettabili accumuli di ghiaccio intorno

agli ugelli ed aggiungendo lungo il boom una serie di guarnizioni a tenuta che evitassero indesiderate riduzioni dei valori di pressione e temperatura dell'aria spillata dai propulsori.

E' stato così possibile aumentare la portata e la temperatura dell'aria inviata agli ugelli grazie, anche, all'ottimizzazione dei sistemi di controllo della procedura di spray.

Lo studio delle caratteristiche fisiche delle nuvole artificiali è stato condotto mediante l'impiego di due spettrometri laser e di sensori che permettessero di rilevare i valori della temperatura ambiente e della velocità relativa dell'aria oltre che del punto di rugiada. I risultati ai quali si è pervenuti vengono riportati nella tabella 3.12:

Altitudine (ft)	Velocità relativa dell'aria (kts)	RH (%)	MVD (μm)	LWC (g/m^3)
19'200	229	44	18	0.191
19'300	228	45	19	0.244
19'200	228	44	21	0.336
19'200	229	45	24	0.399
17'600	214	37	23	0.464
17'500	203	69	23	0.502
17'500	206	61	23	0.614
17'500	205	59	24	0.818
17'500	223	27	40	0.929
17'400	208	39	39	1.161
17'400	205	67	51	1.382
17'400	206	53	67	1.574
17'400	207	53	78	2.164

Tabella 3.12

Nelle figure 3.20 e 3.21 sono mostrati i confronti tra i risultati di sperimentazioni, eseguite negli anni 1998 e 2002, ed i corrispondenti involuppi riportati nell'Appendice C delle FAR/JAR 25.

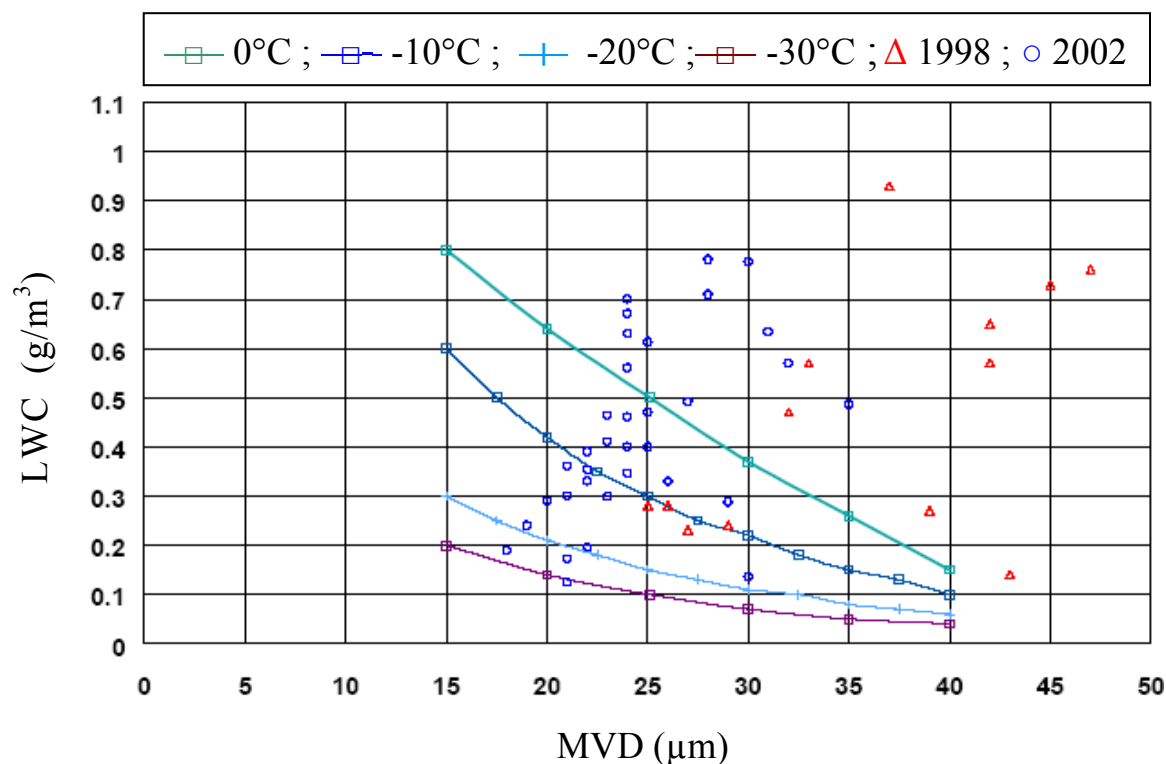


Figura 3.20 - Confronto tra i risultati sperimentali e le curve riportate nell'Appendice C per “ghiaccio massimo continuativo”

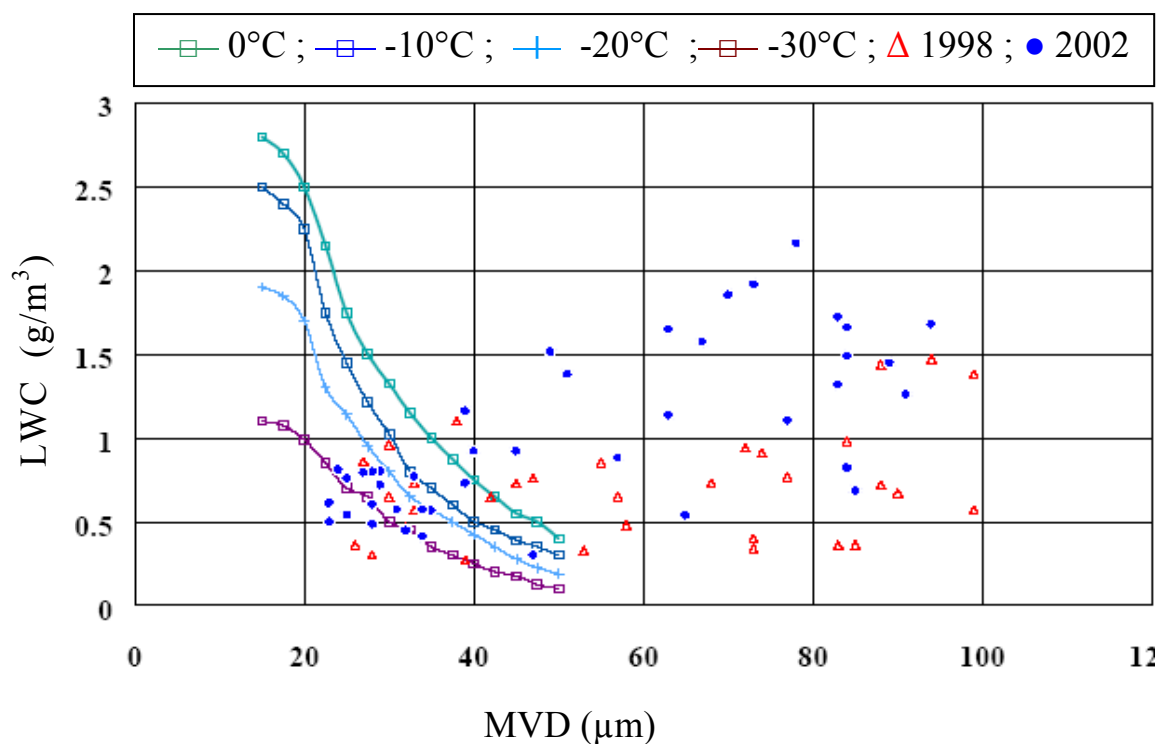


Figura 3.21 - Confronto tra i risultati sperimentali e le curve riportate nell'Appendice C per “ghiaccio massimo intermittente”

Si può notare come l'utilizzo delle aviocisterne permetta di produrre nuvole artificiali che presentano delle caratteristiche fisiche congruenti con le indicazioni riportate nei regolamenti: in modo particolare, si evidenzia un'accettabile sovrapposizione dei dati nel caso di "ghiaccio massimo intermittente" (figura 3.21) per valori dell'MVD compresi nell'intervallo $20 \div 40 \mu\text{m}$ in corrispondenza di valori dell' LWC prossimi a 1 g/m^3 .

L'analisi di tali confronti evidenzia, comunque, la necessità di ulteriori studi ed approfondimenti sul processo di spray in volo allo scopo di migliorare il "matching" tra dati sperimentali ed inviluppi normativi, soprattutto in corrispondenza dei valori più alti del Liquid Water Content.

Nella figura 3.22 è mostrato l'andamento dell'LWC in funzione della distanza di separazione tra il sistema circolare di ugelli nebulizzatore, posto all'estremità libera del boom, ed il velivolo sottoposto alla prova di ghiacciamento, per un valore dell'umidità relativa RH del 27 %.

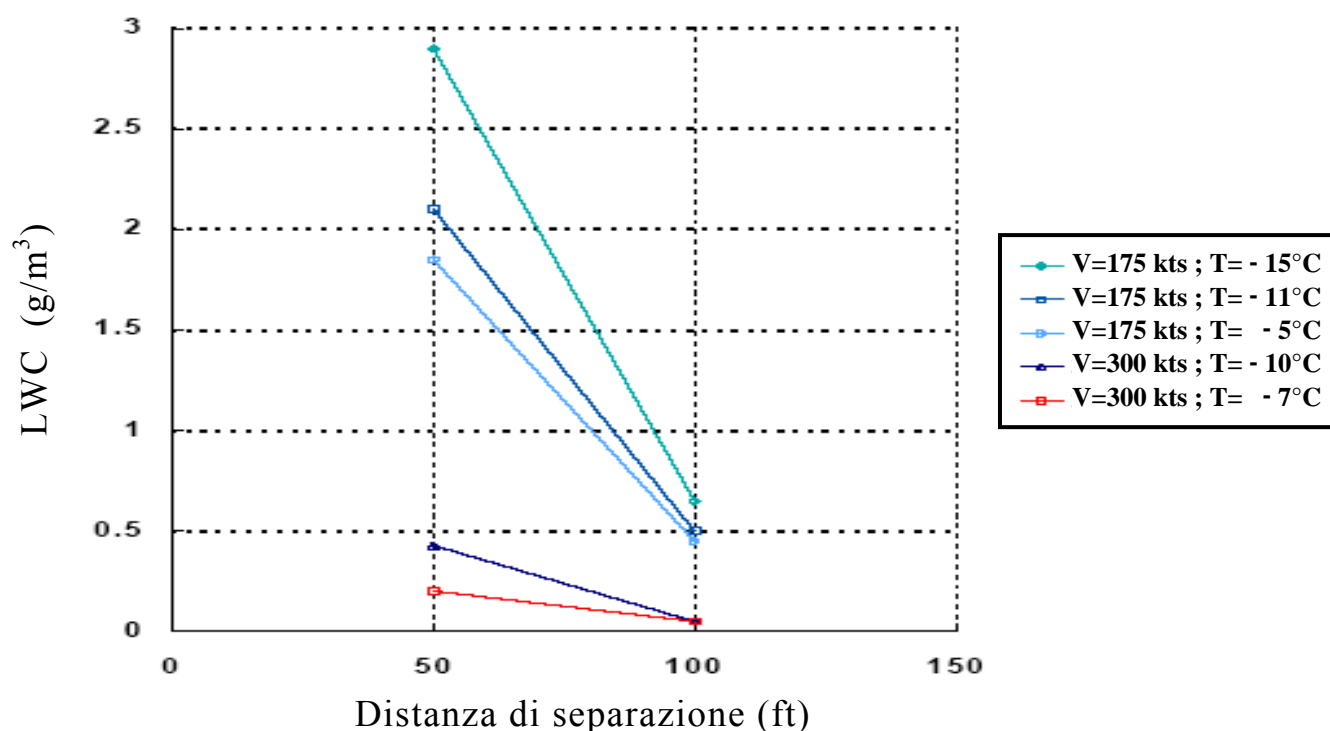


Figura 3.22 - LWC in funzione della distanza di separazione tral'aviocisterna ed il velivolo sottoposto alla prova di ghiacciamento (27% RH)

Ricordando che le gocce d'acqua vengono spruzzate nell'atmosfera ad una velocità pari a quella di volo, è necessario che la componente orizzontale della loro velocità si annulli, approssimativamente, ad una distanza di circa 50 ft dal sistema di ugelli: per distanze inferiori a tale valore limite il processo di accrescimento del ghiaccio può presentare caratteristiche differenti rispetto a quanto avviene in circostanze naturali.

Inoltre i bassi valori di umidità relativa (RH) caratteristici degli alti deserti californiani determinano l'evaporazione delle piccole gocce e tale fenomeno risulta tanto più accentuato quanto maggiore è la distanza che intercorre tra il sistema testato e gli ugelli.

Un altro problema da considerare riguarda gli indesiderati effetti della turbolenza aerodinamica sulla corretta esecuzione dei test: la manovrabilità del boom limita gli inconvenienti di tale natura consentendo di posizionare il sistema di ugelli al di fuori della zona interessata dai gas di scarico dei propulsori.

In relazione ad una richiesta ufficiale della Federal Aviation Administration (FAA) sono state eseguite delle prove di ghiacciamento in volo con il preciso intento di simulare condizioni caratterizzate da gocce di pioviggine superraffreddate, Supercooled Drizzle Drops (SLDD), ritenute responsabili di una serie di gravi incidenti aerei.

A tal proposito sono state apportate alcune modifiche alla disposizione degli ugelli nebulizzatori (foto 3.6) variando, nel contempo, i valori dei parametri relativi all'acqua ed all'aria, spillata dai propulsori, utilizzate nel processo di spray.

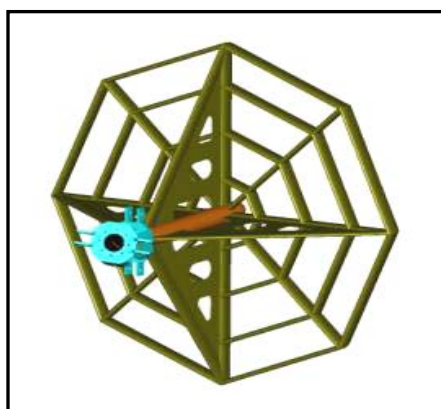


Foto 3.6 - Sistema di ugelli ottagonale

E' importante osservare che nell'atmosfera soltanto una ridotta percentuale di nuvole contengono gocce d'acqua di grosse dimensioni e che tali circostanze, le cosiddette "severe icing conditions", non sono contemplate nell'Appendice C delle FAR/JAR 25.

La caratterizzazione delle nuvole artificiali, in diverse condizioni atmosferiche, è stata effettuata ad una quota di circa 19'000 ft nello spazio aereo della base dell'Air Force di Edwards in California ricorrendo all'impiego di Particle Measuring Probes (PMP) per la valutazione delle dimensioni delle gocce e di una sonda a filo caldo per la misura dell'LWC.

Tali strumenti di misura, montati a bordo di un velivolo Learjet che seguiva, a debita distanza, l'aviocesterna KC 135 A AIT permettevano anche di analizzare i parametri fisici delle formazioni nuvolose naturali necessari per effettuare i confronti con i risultati della sperimentazione.

I test sono stati condotti adottando valori della temperatura esterna compresi nell'intervallo $-1^{\circ} \div +1^{\circ} \text{ C}$: avvalendosi delle indicazioni relative ai valori di temperatura forniti dagli strumenti di bordo e misurati, nel contempo, durante le prove è stato possibile rispettare le quote di volo necessarie a realizzare le condizioni di ghiacciamento caratterizzanti i requisiti della sperimentazione.

Nella regione californiana di Edwards, oltre i 10'000 ft sul livello del mare, la temperatura dell'aria si mantiene per lungo tempo al di sotto del punto di congelamento contrariamente a ciò che si verifica a quote inferiori laddove si verificano notevoli escursioni termiche per effetto della particolare morfologia del terreno caratterizzato da distese desertiche circondate da altopiani.

E' stato comunque dimostrato come fosse possibile in volo, mediante un processo di spray, determinare la formazione di nuvole contenenti gocce d'acqua di grosse dimensioni: il massimo valore raggiunto dal Median Volumetric Diameter era di circa 120 μm , inferiore al valore di 200 μm auspicato, ma sufficiente a fornire un'interpretazione delle cause che avevano provocato gli incidenti aerei sui quali indagava la FAA. Alla luce di tutte le considerazioni svolte è possibile sintetizzare, schematicamente, i vantaggi ed i limiti che caratterizzano l'impiego delle aviocesterne, Airborne Icing Tankers (AIT), allo scopo di simulare, in atmosfera, condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio.

■ Vantaggi

1. possibilità di realizzare “icing conditions” per buona parte dell’anno in virtù delle favorevoli condizioni meteorologiche presenti nella base aerea californiana di Edwards prescelta per effettuare i test;
2. convenienza economica in termini del rapporto costi/ricavi nel caso di un sufficiente impiego delle aviocisterne;
3. continuità delle nuvole artificiali;
4. i test possono essere condotti su sistemi di dimensioni limitate ed accuratamente posizionati a valle dell’aviocisterna mediante l’impiego di un Laser Distance Measuring System (LDMS);
5. dettagliata documentazione visiva, con una video-camera, del processo di accrescimento del ghiaccio;
6. non è previsto l’utilizzo di modelli;
7. sicurezza del volo in Visual Meteorological Condition (VMS);
8. un’apprezzabile capacità di soddisfare molti dei requisiti imposti dai regolamenti;
9. possibilità di realizzare condizioni caratterizzate da Super Large Droplet con valori del diametro non superiori a 120 μm ;

■ Limiti

1. difficoltà nel simulare condizioni caratterizzate dai valori più alti dell’LWC, particolarmente nel caso di “ghiaccio massimo intermittente” ;
2. impossibilità di produrre gocce con diametri superiori a 120 μm ;
3. ridotta estensione trasversale delle nuvole artificiali (4 ÷ 8 ft);
4. non-uniformità delle loro caratteristiche fisiche dovuta ad un contenuto d’acqua nella zona inferiore maggiore, per gli effetti gravitazionali, di circa il 6 % rispetto al quello presente nella zona superiore, con valori dell’LWC che diminuiscono verso l’esterno;
5. impossibilità di effettuare, in condizioni naturali di ghiacciamento, test che spesso sono richiesti, senza alcuna obbligatorietà, dagli enti certificatori.

CAPITOLO 4

GALLERIA SUPERSONICA BLOW - DOWN DEL DIAS

La galleria supersonica intermittente a numero di Mach variabile (foto 4.1) presente nel laboratorio del Dipartimento d'Ingegneria Aerospaziale (DIAS), Sezione Spazio "Luigi. G. Napolitano", è di tipo blow-down a circuito aperto: l'energia necessaria per effettuare le prove è accumulata in tempi relativamente lunghi consentendo in questo modo di impegnare potenze alquanto ridotte.

Nella configurazione con camera di prova chiusa, alla camera di ristagno è collegato un ugello con spina per ottenere numeri di Mach variabili da 1.6 a 2.7 in camera di prova: per rallentare il flusso all'uscita della camera si ricorre ad un diffusore semplicemente divergente attraverso il quale l'aria viene scaricata nell'ambiente.

E' possibile realizzare anche una configurazione con camera di prova aperta collegando alla camera di ristagno un ugello tale da realizzare nella camera di prova un numero di Mach pari a 1.6: la prova dura finché la pressione nel serbatoio è sufficiente per realizzare il corretto rapporto con la pressione ambiente.

Di seguito vengono indicati e analizzati nel dettaglio i vari componenti della galleria :

- sistema di compressione;
- scambiatore di calore;
- gruppo di separazione di condensa - filtro;
- serbatoio;
- valvola di regolazione;
- diffusore a grande angolo;
- camera di ristagno;
- ugello;
- camera di prova;
- diffusore divergente.



Foto 4.1 - Galleria blow-down del DIAS

Nella figura 4.1 è mostrato lo schema della galleria blow-down del DIAS nella configurazione originaria.

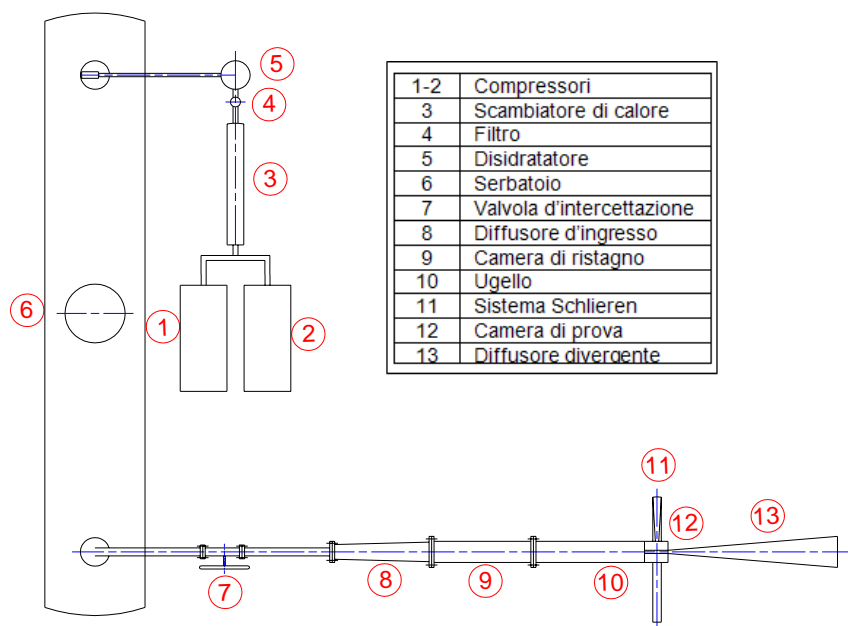


Figura 4.1 - Schema della galleria blow-down

■ Sistema di compressione

Il sistema che comprime l'aria ambiente per immetterla nel serbatoio è formato da due compressori "CECCATO/45048" bicilindrici, affiancati e posti sotto al serbatoio nel vano tra le due selle di appoggio (foto 4.2).

L'aria all'uscita dei compressori è a pressione e temperatura elevate poiché la compressione è avvenuta adiabaticamente: l'umidità relativa rimane perciò invariata.



Foto 4.2 - Compressori

■ Scambiatore di calore

Un problema tipico delle gallerie supersoniche è costituito dalla necessità di adoperare aria secca.

Le basse temperature raggiunte dalla corrente possono infatti produrre la condensazione e la solidificazione dell'umidità contenuta nell'aria con una serie di inconvenienti indicati di seguito :

- 1) le particelle di ghiaccio ad alta velocità possono danneggiare la superficie del modello e della galleria;
- 2) la presenza di una nebbia ghiacciata impedisce il funzionamento dei metodi ottici;
- 3) a causa della rapidità della espansione nell'ugello si può verificarsi un ritardo nella condensazione (il tempo caratteristico del cambiamento di fase può essere maggiore di quello di attraversamento dell'ugello) quindi il vapore si trova in condizioni di sovrasaturazione all'ingresso della camera di prova.

La presenza di eventuali nuclei di condensazione, quali granelli di polvere potrebbe provocare un improvviso cambiamento di fase attraverso una vera e propria

onda d'urto di condensazione non adiabatica perché in essa all'entalpia totale H si aggiunge il calore latente associato al cambiamento di fase.

La riduzione del contenuto di umidità dell'aria deve essere tanto più spinta quanto più alto è il numero di Mach della galleria (se ne può fare a meno solo per $M < 1.6$).

Pertanto a valle del gruppo di compressione l'aria attraversa uno scambiatore di calore dove è raffreddata e si condensa la maggior parte dell'umidità presente (foto 4.3).



Foto 4.3 - Scambiatore di calore

■ Sistema di deumidificazione

L'acqua viene separata dall'aria che è filtrata nel gruppo separatore di condensa-filtro ed inviata al serbatoio dopo un'ulteriore filtrazione attraverso un pacco di gel di silice granulare (foto 4.4 e 4.5).



Foto 4.4 - Gruppo separatore di condensa



Foto 4.5 - Bombola contenente gel di silice granulare

■ Serbatoio

Il serbatoio della galleria blow-down (foto 4.6), realizzato in acciaio Aq. 42, caratterizzato da una pressione di progetto di 30 bar e da un valore della pressione di prova idraulica di 40 bar, è di forma cilindrica con un volume di 4.5 m³: la lunghezza totale è pari a 5.968 m di cui 5.580 m costituiscono la lunghezza del cilindro mentre le due basi hanno forma emisferica e sporgono di 0.194 m ognuna.

Il diametro esterno è di 1 m e lo spessore è di 0.02 m. ed è posto a 0.410 m da terra tramite due selle d'appoggio.

E' dotato di un boccaporto per l'ispezione, di un manometro di tipo "bourdon" con valori della pressione compresi tra 0 e 40 bar per controllare la pressione nel serbatoio (foto 4.7).

Inoltre vi è una valvola di sicurezza (foto 4.8) dotata di contrappeso fatta in modo che, quando si supera la pressione limite, si apre facendo sfiatare il serbatoio.

Alle estremità dello stesso sono presenti due bocchigli che vengono utilizzati sia per immettere aria compressa dall'essiccatore (foto 4.9) che per l'eventuale inserimento di sonde.



Foto 4.6 - Serbatoio



Foto 4.7 - Boccaporto e manometro “bourdon”



Foto 4.8 - Valvola di sicurezza con contrappeso



Foto 4.9 - Boccaglio per l'immissione di aria compressa

■ Valvola di intercettazione

Il serbatoio viene svuotato mediante una valvola (figura 4.2 e foto 4.10) che consta di un corpo cavo formato da due pezzi e collegabile alla condotta mediante due flange.

Nell'interno del corpo cavo si muove, mediante meccanismo a vite, l'organo di intercettazione che si chiama anche cuneo o diaframma: la manovra è fatta dall'esterno mediante apposita chiave o mediante un volantino collegato all'asta di manovra. Tale valvola presenta un diametro nominale di 65 mm, uno scartamento L di 290 mm e un'altezza H di 345 mm e può resistere ad una pressione a monte di 40 bar.

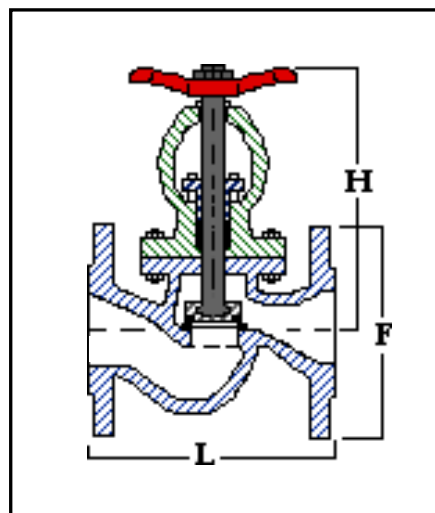


Figura 4.2 - Schema della valvola d'intercettazione



Foto 4.10 - Valvola d'intercettazione

■ **Diffusore a grande angolo**

E' costituito da un divergente, posto a valle della valvola di regolazione, di lunghezza pari ad 1 m, diametro della sezione d'ingresso pari a 0.18 m e diametro della sezione d'uscita di 0.4 m.

■ **Camera di ristagno**

Si tratta di un cilindro lungo 1 m e di diametro pari a 0.4 m.

■ **Ugello**

A valle della camera di ristagno è disposto un ugello convergente con rapporto di contrazione pari a 5:1 e di lunghezza pari ad 1m: l'area di ingresso è pari a $400 \times 40 \text{ mm}^2$ mentre quella di uscita è di $80 \times 40 \text{ mm}^2$.

Su una parete laterale del convergente scorre un corpo affusolato, denominato "souris", che tramite una guida (regolata mediante un volantino esterno) può scorrere sulla superficie verticale del condotto: in seguito a tale movimento si riesce a variare la dimensione della sezione di gola.

Nella foto 4.11 è mostrata una visione d'insieme degli ultimi tre componenti descritti.



Foto 4.11 - Diffusore divergente, camera di ristagno ed ugello

CAPITOLO 5

MODIFICHE ALLA GALLERIA SUPERSONICA: ICING FLOW FACILITY (IFF)

5.1 - Descrizione delle modifiche preliminari

La messa a punto di un apparato sperimentale, un'Icing Flow Facility (IFF), in grado di generare condizioni di nuvola con gocce d'acqua soprafusa che permettesse di riprodurre le tipiche condizioni per la formazione di ghiaccio sulla superficie di un corpo ha comportato una serie di modifiche da apportare alla galleria supersonica intermittente a numero di Mach variabile di tipo blow - down presente nel laboratorio del Dipartimento d'Ingegneria Aerospaziale (DIAS), Sezione Spazio "Luigi. G. Napolitano".

Inizialmente sono stati installati nel serbatoio una termocoppia ed un trasduttore di pressione (foto 5.1) per monitorare nel tempo temperatura e pressione durante le diverse fasi dello svuotamento.



(a)



(b)

Foto 5.1 - Termocoppia e trasduttore di pressione nel serbatoio

Analogamente, nella camera di ristagno, una termocoppia permette il rilevamento della temperatura mentre la pressione, durante una prima fase dello svuotamento, viene misurata attraverso un manometro di tipo “bourdon” che fornisce la pressione in bar e, successivamente, da un più preciso trasduttore capacitivo (modello 600AB, fondo scala 1000 Torr) collegato ad una centralina di tipo EDWARDS Active Gauge Controller.

Nella foto 5.2 sono mostrati sia il manometro “bourdon” (a destra) che il trasduttore capacitivo (a sinistra) mentre nella foto 5.3 è mostrata la centralina della EDWARDS.

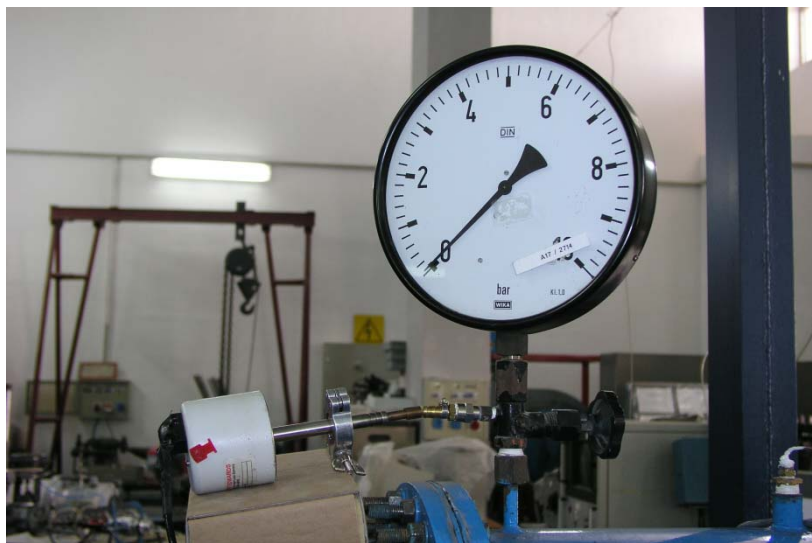


Foto 5.2 - Manometro “bourdon” e trasduttore capacitivo



Foto 5.3 - Centralina collegata al trasduttore capacitivo

Per quanto riguarda la misura della velocità di efflusso della corrente è stato impiegato un tubo di pitot (foto 5.4) collegato ad un trasduttore modello EFFA tipo GA – 64/E che fornisce in output, tramite un display (foto 5.5), la differenza Δp tra la pressione totale e quella statica consentendo in tal modo la valutazione della velocità.



Foto 5.4 - Tubo di pitot



Foto 5.5 - Display per l'indicazione del Δp

Inoltre, per seguire durante le prove le variazioni nel tempo dell'umidità relativa (RH) della corrente si è inserita nella camera di ristagno la sonda di un igrometro (foto 5.6) del tipo System 996 della Protimeter che, mediante un dispositivo di controllo digitale collegato ad un computer, indica su un display l'umidità relativa, la temperatura dell'ambiente in cui è presente la sonda e la temperatura di rugiada.

E' stata utilizzata una sonda CCM di tipo standard dotata di un singolo elemento raffreddante di Peltier : l'igrometro può misurare temperature di rugiada da $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ con una precisione di $\pm 0.25\text{ }^{\circ}\text{C}$, temperature del gas in esame da $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ a $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ con una precisione di $\pm 0.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ ed umidità relativa dal 4% al 100% con una precisione di $\pm 1\%$.



Foto 5.6 - Sonda dell'igrometro posta nella camera di ristagno

Come ulteriore modifica alla configurazione originaria della galleria blow-down si è deciso di eliminare la “souris” all'interno dell'ugello: per raggiungere gli obiettivi prefissati è sufficiente realizzare un flusso subsonico quindi si è ritenuto opportuno utilizzare un ugello semplicemente convergente che acceleri il flusso per ottenere il numero di Mach all'uscita richiesto.

5.2 - Regolazione automatica dello svuotamento

Per automatizzare lo svuotamento si è innestato nell'impianto iniziale un sistema costituito da una valvola automatica collegata ad un controllore PID che ne aziona l'apertura.

La valvola è stata posizionata fra quella manuale già presente ed il diffusore a grande angolo che conduce alla camera di ristagno. In questa maniera è possibile agire sulla corrente d'aria proveniente dal serbatoio prima con un'azione manuale e poi con quella automatica.

Questa importante modifica ha fornito la possibilità di eseguire anche prove parzialmente automatiche, un utile passaggio intermedio che ha permesso una migliore configurazione del controllore.

Il collegamento della valvola avviene tramite due flange che adattano il diametro di ingresso e uscita della valvola a quello delle due componenti della facility a cui essa è affiancata.

Il controllore interviene confrontando il valore della pressione cercato, che viene assegnato in input come valore di "setpoint", con quello rilevato da un opportuno trasduttore di pressione inserito nella camera di ristagno.

Le nuove componenti quindi sono:

- valvola automatica ;
- attuatore pneumatico ;
- flange ;
- controllore ;
- misuratore di pressione .

■ La valvola automatica

La valvola automatica (mostrata nella foto 5.7) inserita nell'impianto ha un diametro nominale di 100 mm ed una pressione nominale di 250 bar, è lunga 517 mm e alta 350 mm.

Per le grandezze in gioco nella facility del DIAS, considerando ad esempio che il serbatoio arriva ad una pressione massima di 30 bar, essa risulta alquanto sovradimensionata e questo ha comportato la necessità di agire manualmente sui parametri di configurazione del controllore altrimenti impostati "in automatico".



Foto 5.7 - Valvola con attuttore e flange di collegamento

■ L'attuatore pneumatico

L'attuatore pneumatico svolge il ruolo di regolare l'apertura della valvola attingendo aria compressa da una bombola ad esso collegata o direttamente da un compressore.

■ Le flange di collegamento

Le due flange di collegamento sono lunghe 389 mm: collegano la valvola pneumatica da un lato a quella manuale e dall'altro al diffusore a grande angolo.

Sono costituite da una tratto a sezione variabile dovendo collegare un elemento di DN 100 ad un altro di DN 65.

■ Il controllore

Il controllore PID (mostrato nella foto 5.8) controlla l'apertura della valvola ed implementa diverse funzioni controllabili tramite un piccolo display.

Fra queste ricordiamo le più utilizzate: impostazione di un valore di "setpoint" da mantenere costante nel tempo, passaggio dal funzionamento in modalità "automatico"

a quello “manuale” e viceversa durante lo svolgimento di una prova, assegnazione di un programma per lo svuotamento del serbatoio, ovvero opportuna legge di variazione nel tempo della grandezza controllata (pressione in camera di ristagno) o, il che è lo stesso, del valore del “setpoint”.

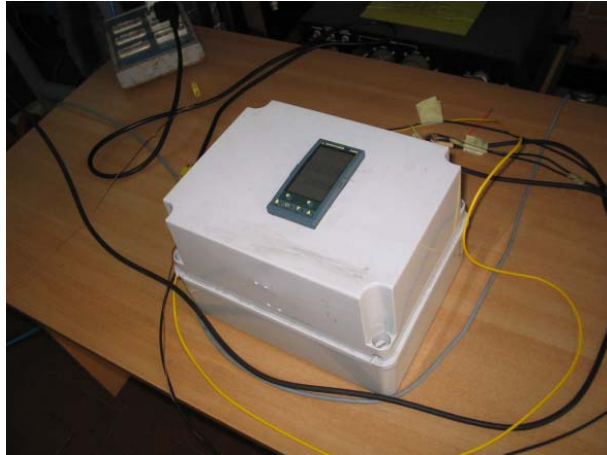


Foto 5.8 - Controllore PID

■ Il misuratore di pressione

Si tratta di un trasduttore di pressione relativa caratterizzato da un campo misurabile da 0 a 150 psi: impiega un sensore piezoresistivo al silicio ed è applicato sulla parte superiore della camera di ristagno (foto 5.9).



Foto 5.9 - Trasduttore di pressione

5.3 - Coibentazione

Un'ulteriore modifica apportata all'apparato sperimentale è stata motivata dall'esigenza di ridurre lo scambio termico tra la corrente e l'ambiente: le parti in metallo dell'apparato, lambite dalla corrente ad alta velocità, sono soggette, durante la prova, ad un forte raffreddamento che le porta a temperature anche notevolmente inferiori a quella ambiente.

Nasce così uno scambio termico fra queste superfici metalliche e l'aria che le circonda che è la causa della formazione di un fitto strato di acqua condensata o sotto forma di minuscole goccioline o sotto forma di una sottilissima lastra di ghiaccio che si scioglie immediatamente dopo la fine della prova.

Per ridurre tale scambio termico si è deciso di ricoprire queste parti della galleria con uno strato di materiale coibentante (polietilene).

A partire da un pannello rettangolare di tale materiale si sono ricavate le geometrie necessarie a ricoprire la camera di calma, il diffusore, le flange, la valvola automatica e quella manuale.

Da questo lavoro sono stati esclusi: la contrazione finale la cui geometria rende impossibile la coibentazione, le parti bullonate, per la necessità di averle libere da ingombri di ogni tipo per eventuali lavori di manutenzione delle parti o di ulteriore modifica della configurazione.

I risultati di tale intervento vengono mostrati nelle seguenti immagini.

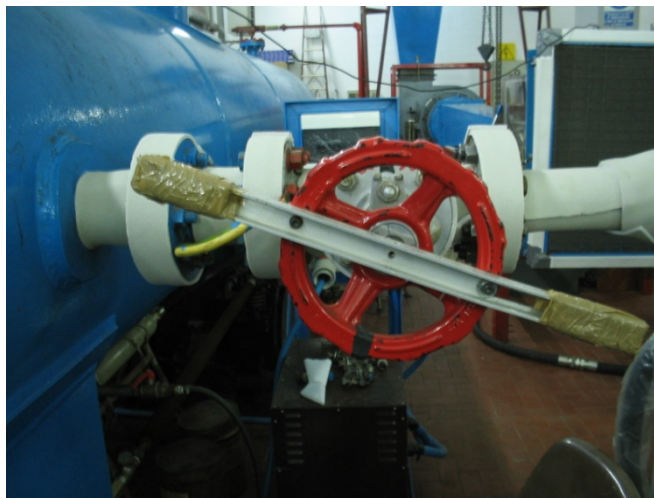


Foto 5.10 - Valvola manuale coibentata

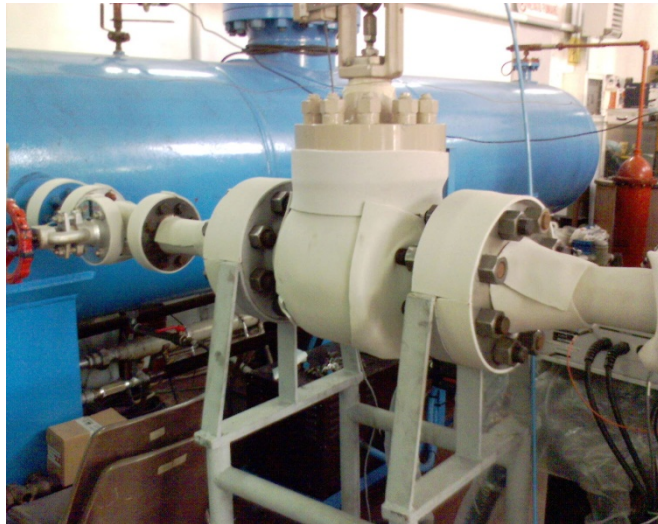


Foto 5.11 - Valvola automatica e flange coibentate



Foto 5.12 - Diffusore coibentato



Foto 5.13 - Camera di ristagno coibentata

5.4 - Installazione e calibratura di un Phase Doppler Particle Analyzer

La strumentazione laser PDPA presente nel laboratorio del DIAS e di proprietà del CIRA è mostrata nella foto 5.14.

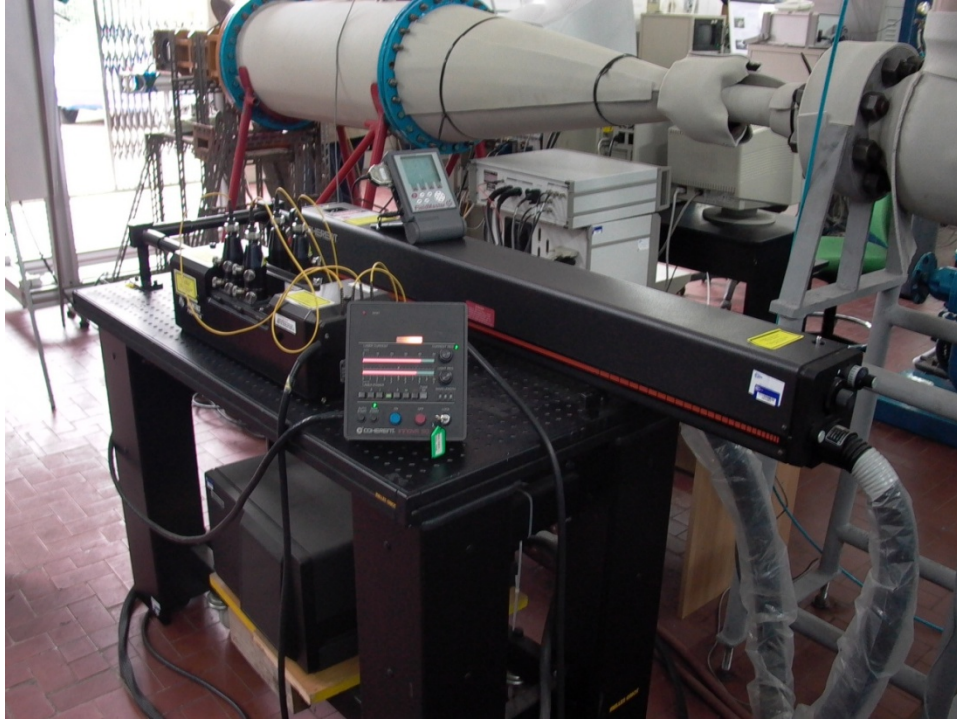


Foto 5.14

La catena di misura comprende una sorgente laser a ioni di Argon Coherent Innova 90-5 da 5 W e due specchi orientabili (A e B nella foto 5.15), utilizzati per le prime fasi di allineamento ottico, che prevedono un primo orientamento del fascio laser dalla sorgente sino all'ingresso e quindi all'uscita del Fiber Drive (FD).

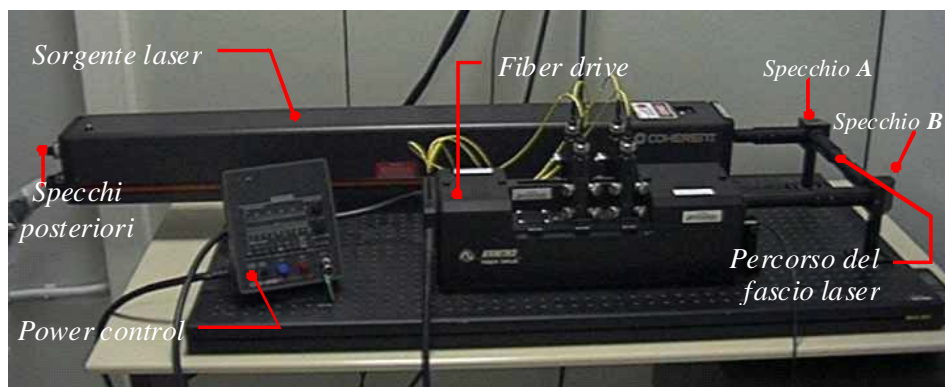


Foto 5.15

Il FD condiziona e scompone il fascio in quattro fasci, aventi a coppia lunghezza d'onda di 488 nm e di 514.5 nm, orientandoli sino all'ingresso d'altrettante fibre ottiche (single-mode): a questo punto i fasci sono trasportati in un'ottica trasmittente da cui sono inviati all'esterno in un punto coincidente al suo fuoco.

L'ottica trasmittente è accoppiata con una che riceve solo la luce emessa dalle particelle d'acqua passanti per il volume di misura. Per ciascuna delle lunghezze d'onda indicate di 488 nm e 514.5 nm ci sono due fasci laser che, sfasati di 40 MHz, attraversano l'ottica trasmittente la cui lente frontale (posta all'uscita del sistema ottico) può essere sostituita con una di lunghezza focale differente. I quattro fasci, uscenti da tale lente, s'incrociano e raggiungono la loro sezione minima (*beam waist*) in corrispondenza del suo fuoco (figura 5.1) dove formano le frange d'interferenza e quindi il volume di misura (ellissoide) indicato in rosso. Photodetector e DSA sono invece mostrati nella foto 5.16.

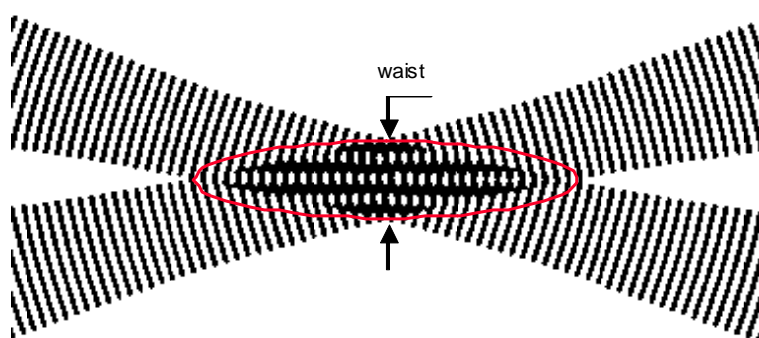


Figura 5.1 - Sezione minima in corrispondenza dell'incrocio dei fasci



Foto 5.16 – Photodetector unit e Doppler Signal Analyzer

■ Allineamento della Sorgente Laser

Sono stati effettuati degli allineamenti per le ottiche del laser effettuando varie scansioni degli specchi posteriori (figura 5.1) mossi in senso verticale attraverso prestabilite posizioni definite da una griglia sino a trovare la massima intensità del raggio emesso.

■ Allineamento del Fiber-Drive

Il fascio, all'uscita del laser, compie un percorso ottico confinato che comprende due deviazioni in senso orario di 90° (grazie a due specchi regolabili, A e B inclinati di 45° e riportati in figura 5.1) per dirigersi all'ingresso del Fiber-Drive (FD) mantenendo le sue caratteristiche multi modali.

I due fasci sono separati dal prisma di separazione ed inviati agli specchi inclinati di 45° (steering mirrors) per essere pilotati all'esterno del FD sino all'ingresso di quattro manipolatori.

Questi sono costituiti da un sistema di specchi che possono essere ruotati secondo degli assi stabiliti, ed hanno come funzione quella d'inviare i quattro fasci nelle rispettive fibre ottiche (single-mode).

Per come è strutturato tale componente, le fasi d'ottimizzazione del percorso dei fasci per il FD comprendono i seguenti tre allineamenti:

- all'ingresso del FD ;
- all'interno del FD ;
- all'uscita del FD .

Il massimo che si è riusciti ad ottenere è stato 1.57 Watt per la potenza luminosa sviluppata dal laser (con apertura del diaframma ad 8) e valori dell'ordine dei 30 mW per i canali 1 e 2 (fasci verdi) e dei 10 mW per i canali 3 e 4 (fasci blu) del FD.

Il tutto grazie anche ad una fine regolazione che si è potuta effettuare con l'ausilio del "Power Meter", altra sofisticata strumentazione mostrata nelle due sue unità (detector e ricevente) nelle foto 5.17 e 5.18.



Foto 5.17



Foto 5.18

■ Posizionamento delle ottiche

Altro lavoro di precisione che si è dovuto effettuare è stato il corretto posizionamento delle ottiche.

Le due ottiche della strumentazione (trasmittente e ricevente) sono state montate in maniera tale che il volume di misura coincidesse col centro geometrico della sezione d'uscita della galleria (ad una distanza dal piano verticale contenente tale sezione di 150 mm), e che i piani contenenti i fasci dei canali 1 e 2 e dei canali 3 e 4 risultassero rispettivamente parallelo, il primo, ed ortogonale, il secondo, al piano contenente la sezione d'uscita della galleria.

La ricevente è posta ad un'angolazione $\theta = 30^\circ$ rispetto alla trasmittente ed entrambe ad una distanza di 500 mm dalla zona del volume di misura dato che ,

per il tipo di lenti che esse utilizzano, i fasci sono focalizzati a tale distanza. Si è poi ancora dovuto accertare l'effettivo buon posizionamento delle ottiche grazie ad un dispositivo di ingrandimento posto sull'ottica ricevente. Esso evidenzia l'ingrandimento del filtro spaziale in cui deve ricadere il volume di misura ovvero l'intersezione e la focalizzazione dei fasci.

Prima di passare ad un'acquisizione dati durante una prova di galleria si sono effettuate delle acquisizioni preliminari grazie all'utilizzo di uno spray presente in laboratorio per testare il buon funzionamento di tutta la strumentazione (foto 5.19, dalla quale si evince anche il posizionamento a valle del volume di prova di un tubo di pitot).

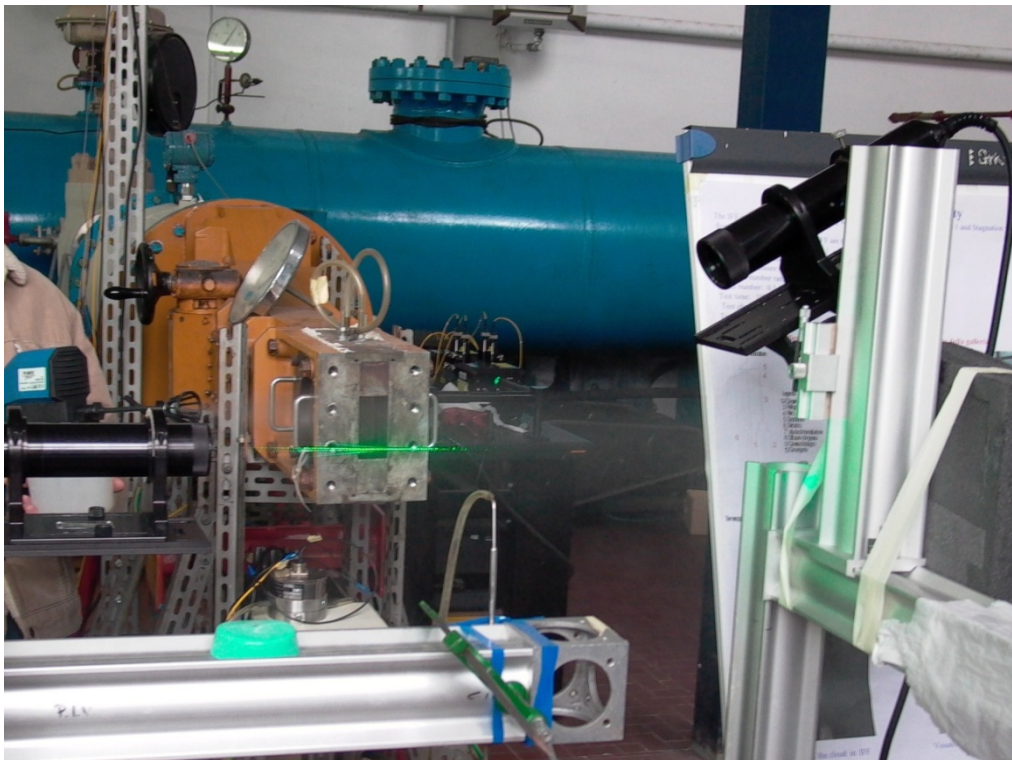


Foto 5.19

5.5 - Progetto di una nuova contrazione

L'attuale contrazione dell'IFF è costituita da un ugello convergente bidimensionale con sezioni d'ingresso e d'uscita rettangolari.

Le dimensioni di tali sezioni sono le seguenti:

$$A_i = (400 \times 40) \text{ mm}^2 = 16000 \text{ mm}^2$$

$$A_u = (80 \times 40) \text{ mm}^2 = 3200 \text{ mm}^2$$

con un rapporto di contrazione 5:1 .

Per il miglioramento della qualità della corrente, e nell'ottica di dover selezionare e poi realizzare un opportuno sistema di spray in grado di sviluppare involucri operativi accettabili per le caratteristiche della facility del DIAS, tale condotto convergente bidimensionale dovrebbe essere sostituito con un condotto assialsimmetrico.

Infatti, buona parte delle particelle d'acqua iniettate impatterebbe contro le pareti e solo una minima parte delle stesse avrebbe la possibilità di defluire attraverso la fenditura d'ingresso dell'attuale contrazione (foto 5.20).

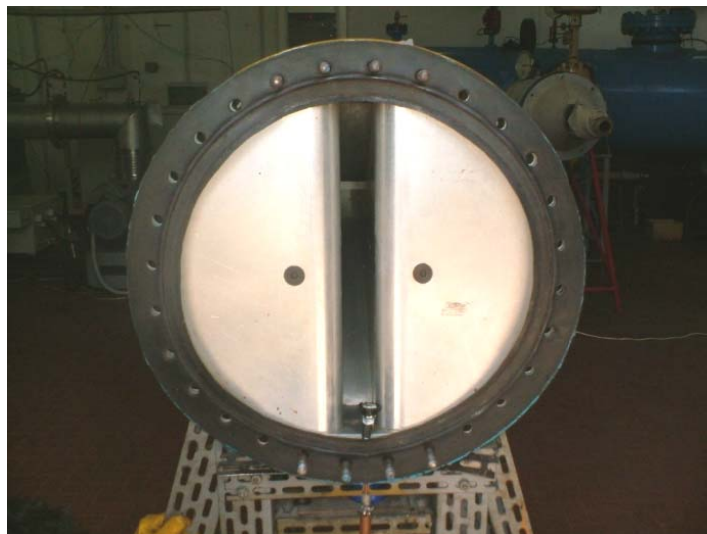


Foto 5.20 - Fenditura d'ingresso del convergente bidimensionale

Si è svolto, quindi, un progetto preliminare per una nuova contrazione: in base alle conoscenze precedentemente acquisite in dipartimento sulla realizzazione di condotti convergenti assialsimmetrici si è pensato di utilizzare il metodo di Morel.

Intuitivamente sembrerebbe che, con una contrazione graduale, sia possibile ottenere nella sezione di prova, piuttosto facilmente, un flusso uniforme: è, invece, possibile dimostrare come, in tutti i convergenti di lunghezza finita, la velocità alla parete non aumenti monotonicamente.

Le equazioni che governano il moto sono ellittiche e la contrazione influenzerà le linee di corrente già nel condotto a sezione costante a monte facendole curvare: tale curvatura produce un profilo di velocità non uniforme nella sezione costante con un difetto di velocità alla parete nei pressi dell'ingresso del convergente ed un eccesso vicino all'uscita.

La corrente, entrando nel convergente, comincia in media ad accelerare, ma localmente dominano ancora gli effetti della curvatura (gradiente di pressione trasversale): ne risulta che la velocità alla parete raggiunge un minimo locale vicino all'ingresso, dentro il convergente.

Un'analoga considerazione indica l'esistenza di un massimo locale della velocità alla parete vicino all'uscita, di conseguenza, in tale sezione il profilo di velocità non è mai uniforme: in ugelli corti tale disuniformità può raggiungere il 10% o più e questo risulta chiaramente inaccettabile nelle applicazioni per le gallerie del vento.

A causa dell'esistenza degli estremi di pressione alla parete vicino all'ingresso e all'uscita dell'ugello, ci sono due regioni di gradiente avverso di pressione lungo la parete stessa.

Inoltre è da tener presente la possibilità di separazione poiché anche un distacco locale causa ispessimento dello strato limite e ciò, su grande scala, può produrre instazionarietà del flusso. I gradienti di pressione avversi lungo le pareti possono essere alleviati aumentando la lunghezza del convergente: tuttavia tale lunghezza è spesso limitata dallo spazio disponibile e dal costo.

Va anche considerata la crescita dello strato limite in convergenti eccessivamente prolungati: in effetti un convergente troppo lungo genera uno strato limite relativamente spesso all'uscita, mentre uno troppo corto ha lo stesso problema dovuto però alla separazione. Ci si aspetterebbe che lo spessore di strato limite all'uscita abbia un minimo per un'estensione intermedia del convergente.

Il problema di una soddisfacente progettazione di quest'ultimo è stato oggetto di molti studi teorici tendenti, però, a dare più attenzione al problema matematico della risoluzione del campo non viscoso piuttosto che stabilire qualche criterio pratico di guida che possa essere usato da chi progetta.

Il moto in un convergente può essere adeguatamente descritto dall'equazione di Laplace: tale equazione è relativamente semplice da risolvere per geometrie non complesse e quindi il problema del progetto di convergenti ha attirato l'attenzione di studi analitici. Inoltre le determinazioni per ugelli assialsimmetrici sono valide solo per lunghezza infinita (con curvatura che diminuisce esponenzialmente).

Il progettista è posto di fronte all'ulteriore quesito di dover troncare l'ugello in un'adatta sezione sperando che la soluzione analitica sia almeno approssimativamente valida per ugelli di lunghezza finita. Tutti gli inconvenienti fin qui mostrati portano in genere a metodi di progetto non troppo sofisticati quali ad esempio:

- scelta di una forma già utilizzata e ritenuta buona ;
- applicazione di qualche tecnica di moto unidimensionale ;
- schizzo di una forma ritenuta “plausibile” .

■ Il convergente alla “Morel”

Morel ha effettuato uno studio sui convergenti delle gallerie del vento per stabilire la forma migliore da adottare: nei suoi numerosi esperimenti ha ipotizzato un moto incomprimibile e non viscoso.

Come punto di partenza per i suoi studi egli ha preferito una famiglia di pareti definite da curve dipendenti da un solo parametro, al fine di ridurre il numero di variabili indipendenti e, come forma di dette pareti, ha trovato essere una buona scelta quella data dall'unione di due archi di cubica, ognuna avente l'apice ad un estremo dell'ugello. In figura 5.2 è mostrato un esempio di profilo alla Morel nonché il punto adimensionale di congiunzione delle due cubiche, $X = x_m/L$, che è l'unico parametro rappresentativo.

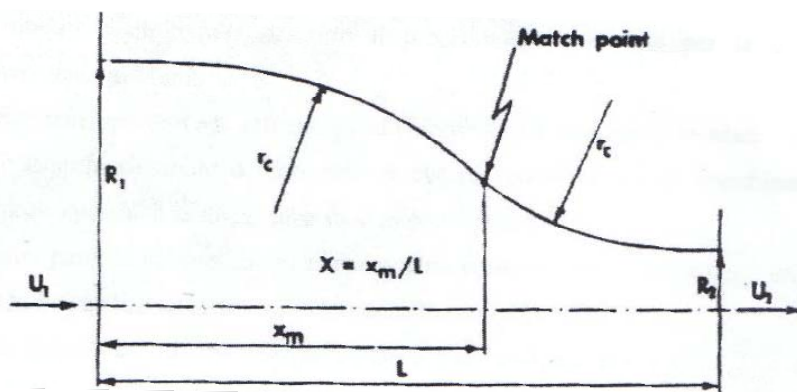


Figura 5.2 - Profilo alla Morel

Nel caso di due cubiche unite, analiticamente:

$$\frac{R - R_2}{R_1 - R_2} = f(x/L)$$

dove:

$$f = 1 - \frac{1}{X^2} \left(\frac{x}{L} \right)^3 \quad \text{per } x/L \leq X$$

$$f = \frac{1}{(1-X)^2} \left(1 - \frac{x}{L} \right)^3 \quad \text{per } x/L \geq X$$

Scelto il rapporto di contrazione, i criteri di progetto del convergente sono in ordine d'importanza:

- uniformità della corrente in uscita ;
- separazione ;
- spessore dello strato limite in uscita ;
- numero di Reynolds .

Nei suoi studi Morel si è impegnato principalmente nel cercare di evitare la separazione e di produrre un profilo di velocità con un prescritto livello di disuniformità: ciò porta a delle precise limitazioni da rispettare nella scelta dei parametri geometrici del condotto da realizzare.

In particolare:

- $0.75 \leq L/2R_1 \leq 1.25$
- $0.2 \leq X \leq 0.8$
- $2 \leq n \leq 25$

Inoltre per ottenere una corrente più uniforme, una specifica da seguire, secondo Morel stesso, è quella di aggiungere a monte ed a valle del convergente un condotto a sezione costante di lunghezza pari ad almeno il 70% del diametro locale della sezione: tale necessità non si renderà necessaria, nel nostro caso, data la presenza a monte della camera di ristagno.

■ Il “doppio convergente” alla Morel studiato per l’IFF

Per non variare il run-time della galleria e poter continuare ad utilizzare le conoscenze già acquisite sul funzionamento dell’IFF si è ritenuto specifica di progetto l’area della sezione di uscita della galleria (3200 mm²): ciò ha condotto ad un diametro della sezione di uscita del nuovo convergente di 65 mm.

Se l’area della sezione di uscita dell’ugello rimane quindi praticamente invariata, lo stesso non può dirsi per quella d’ingresso che viene ad assumere un valore pari a circa 125664 mm².

Nella tabella 5.1 sono indicati i dati geometrici più significativi del convergente bidimensionale (attuale) e di quello assialsimmetrico (da realizzare).

Convergente	A_i (mm ²)	A_u (mm ²)	$n = A_i / A_u$
Bidimensionale	16000	3200	5
Assialsimmetrico	125664	3318	37.87

Tabella 5.1

In fase di progetto è stata quindi adottata una configurazione con un doppio condotto convergente alla Morel che consentirebbe, tra l’altro, di avere un’ulteriore sezione di prova (di area pari a quella di uscita del primo condotto convergente) costruendo ad esempio lo stesso in due o più parti come mostrato in figura 5.3 .

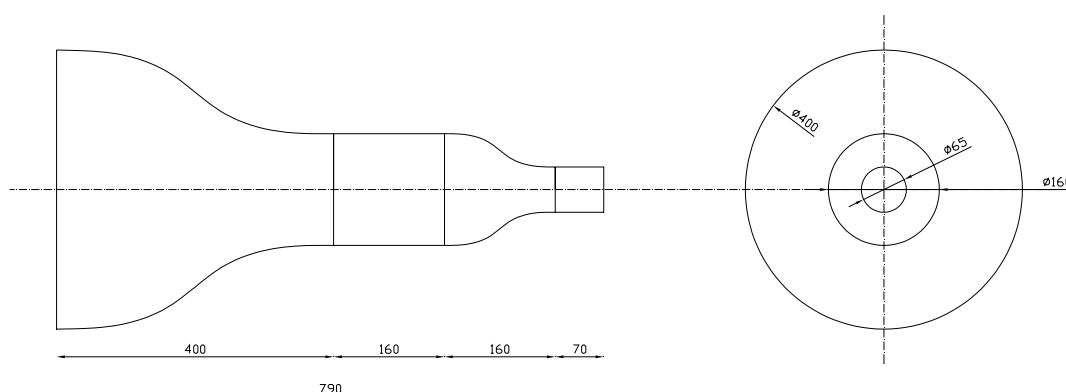


Figura 5.3 - Doppio convergente alla Morel

Per le curve rappresentative dei convergenti alla Morel si è scelto:

$$X = x_m/L = 0.5 ; \quad n_1 = 6.25 ; \quad n_2 = 6.06 ; \quad L_1 = D_{i_1} ; \quad L_2 = D_{i_2}$$

Il tratto cilindrico centrale compreso tra i due convergenti consente di realizzare il raddrizzamento della corrente a valle del primo condotto ed a monte del secondo: ha una lunghezza di 160 mm, ovvero pari al diametro locale.

Considerando che il diametro d'uscita è di 65 mm, è stato aggiunto un ulteriore tratto cilindrico finale della lunghezza di 70 mm.

Per questa configurazione si è effettuata una simulazione numerica avvalendosi del codice STAR-CD v3.22 (Simulation of Turbulent flow in Arbitrary Regions – Computational Dynamics).

In particolare si sono assegnate le opportune condizioni in termini di grandezze di ristagno a monte del convergente stesso per ottenere all'uscita un numero di Mach $M=0.2$ essendo questa la condizione operativa più interessante come meglio si evidenzierà in un prossimo capitolo.

Nelle figure a seguire sono mostrati alcuni dei risultati ottenuti dalla simulazione.

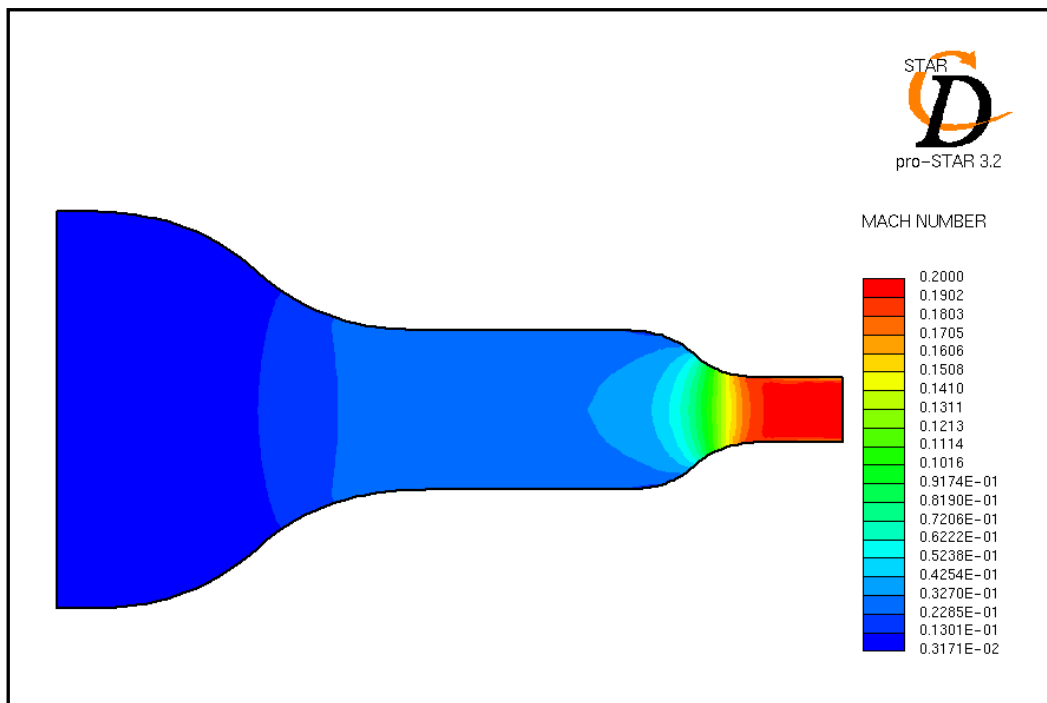


Figura 5.4 - Numero di Mach

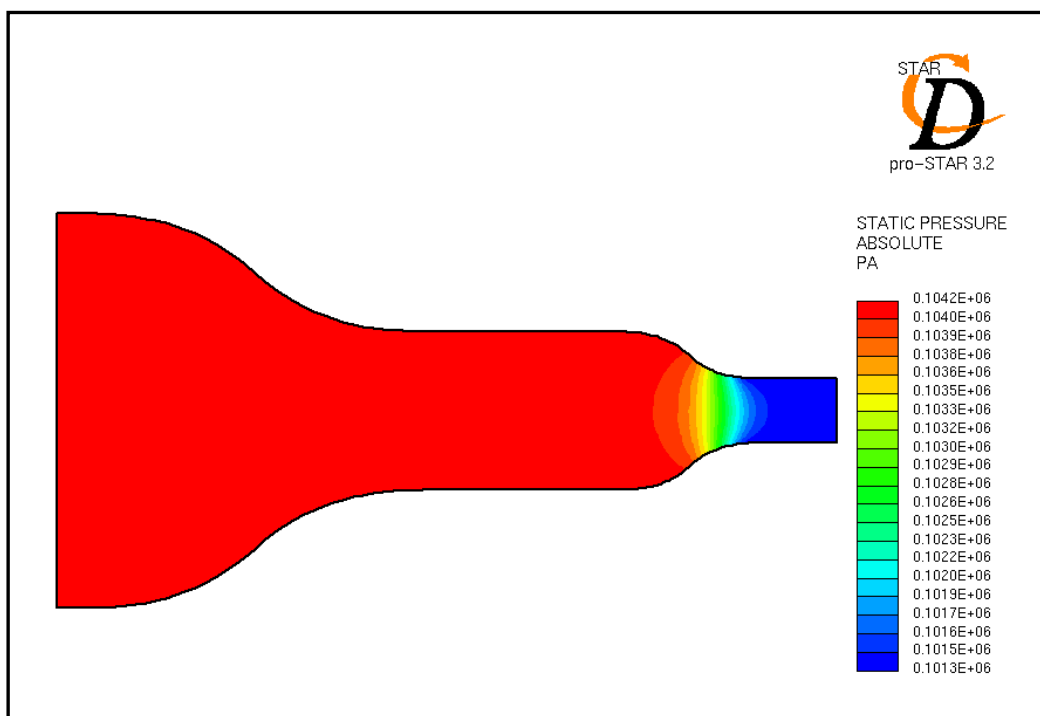


Figura 5.5 - Pressione statica

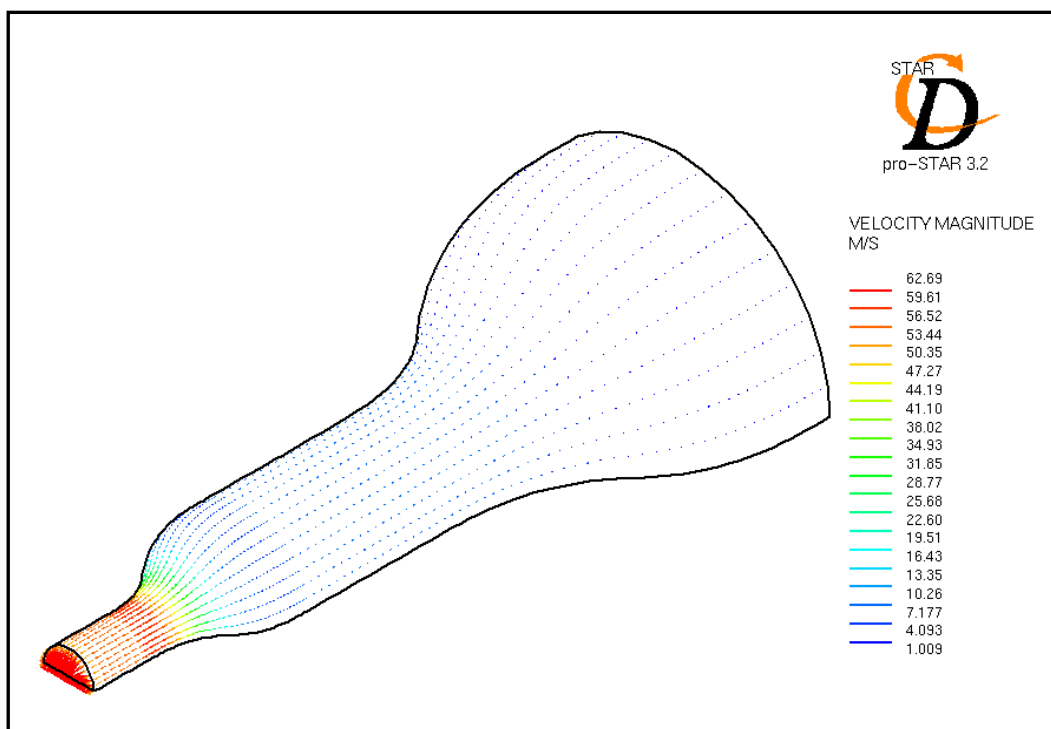


Figura 5.6 - Velocità

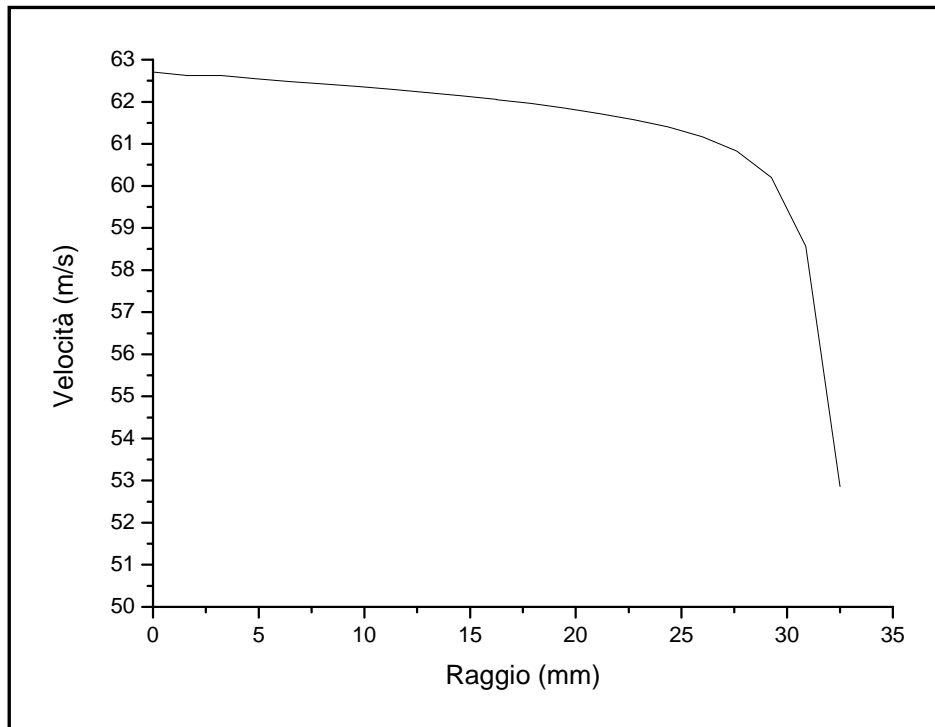


Figura 5.7 - Profilo di velocità lungo il raggio nella sezione d'uscita

La possibilità di realizzare un unico condotto convergente alla Morel è invece legata ad una modifica completa di tutta la configurazione variando anche le sezioni attuali del condotto divergente e della camera di ristagno.

Supponendo per l'unico convergente alla Morel un rapporto di contrazione $n = 16$, una possibile configurazione di questo tipo è mostrata in figura 5.8 .

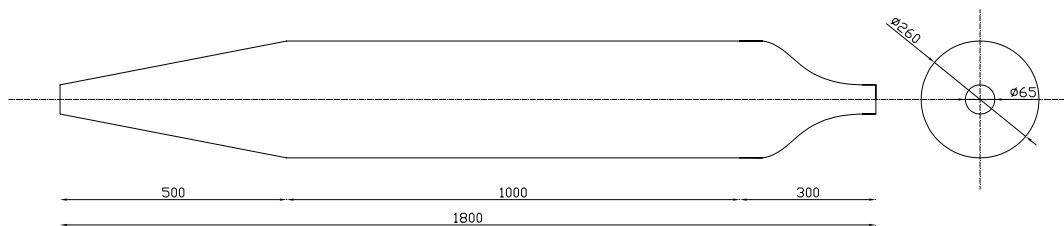


Figura 5.8 - Progetto con singolo convergente alla Morel

Di fatto, la maggior semplicità di realizzazione unitamente ai conseguenti vantaggi di natura economica hanno indotto ad optare per un convergente a doppio cono, il cui schema progettuale è mostrato in figura 5.9, che non garantisce rispetto a Morel, però, simili prestazioni in termini di qualità della corrente in camera di prova:

le dimensioni ed i rapporti di contrazione del convergente sono uguali a quelli studiati per il doppio convergente alla Morel.

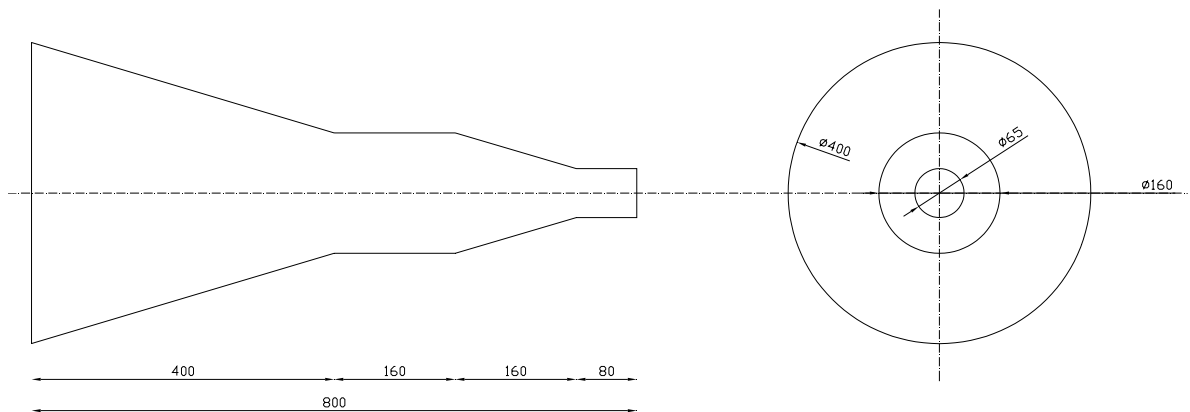


Figura 5.9 - Convergente a doppio cono ($n_1=6.25$, $n_2=6.06$)

Allo scopo di caratterizzare la nuova configurazione dell'IFF e verificarne la qualità del flusso, con l'ausilio di un tubo di pitot e un trasduttore di pressione, sono stati tracciati i profili di velocità sia in prossimità della sezione di uscita del doppio cono convergente (figura 5.10) che ad una distanza pari ad un diametro nominale ($\Phi = 60$ mm) dalla sezione di uscita dello stesso (figura 5.11).

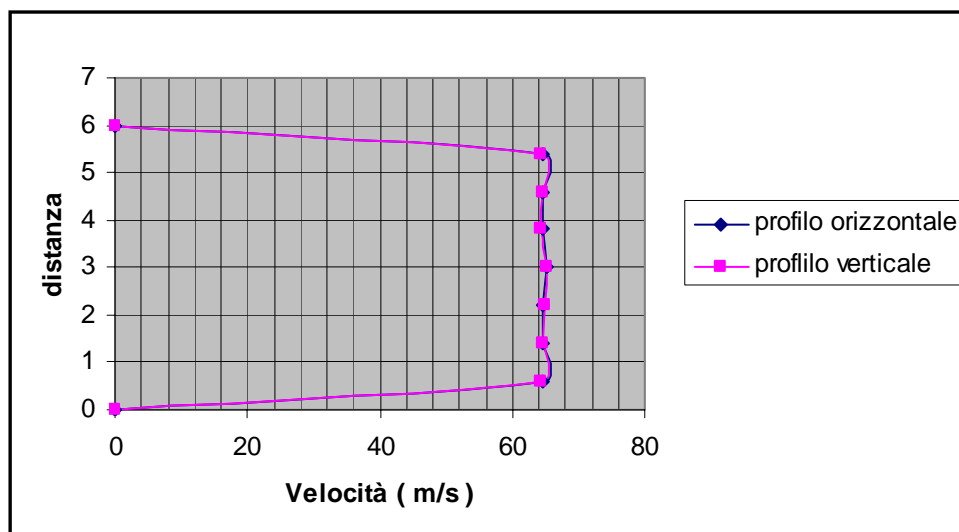


Figura 5.10 - Profili di velocità nella sezione d'uscita

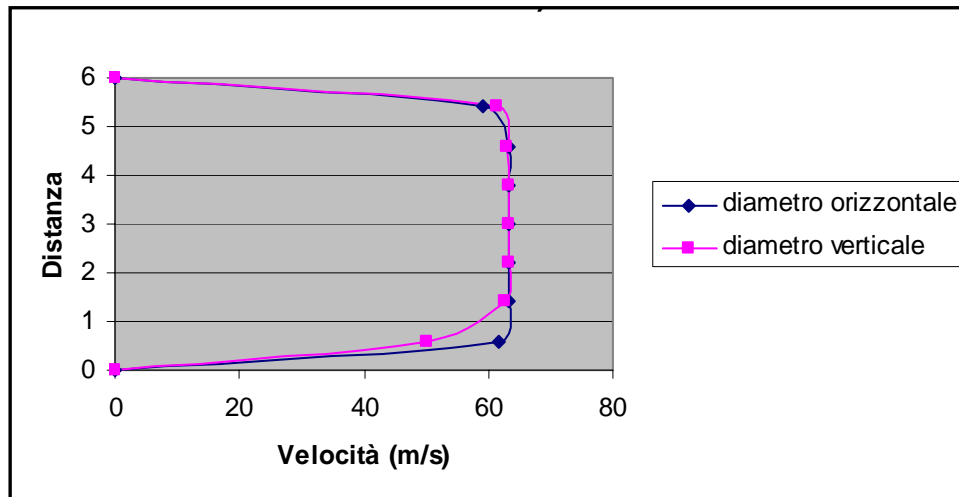


Figura 5.11 - Profilo di velocità ad una distanza di 60 mm dalla sezione d'uscita

Si è rilevato che la corrente presenta caratteristiche termofluidodinamiche tali da essere considerate accettabili ai fini di prove sperimentali: infatti il moto, come si vede dai profili di velocità, può essere considerato con buona approssimazione assialsimmetrico.

5.6 - Studio preliminare e messa a punto di uno spray-system

Infine si è posta l'esigenza di scegliere e mettere a punto uno spray-system di cui dotare l'IFF e mediante il quale poter immettere, in modo opportuno, dell'acqua nel flusso d'aria raffreddata.

Essendo la prima volta che, in laboratorio, veniva affrontata una problematica di questo tipo si è ritenuto opportuno acquisire, almeno in una fase iniziale, delle utili indicazioni di massima che, solo in un secondo momento, dopo aver maturato una sufficiente esperienza, permettessero di approfondire e migliorare l'analisi di tale scelta, il che è avvenuto puntualmente, come verrà descritto in un successivo capitolo, grazie alla disponibilità ed alla collaborazione del CIRA.

Quindi si è deciso di utilizzare per la realizzazione dello spray-system destinato all'IFF, dei normali spray-nozzles facilmente reperibili in commercio: in tale ottica la nostra scelta è ricaduta sull'ugello "full cone" Power Plus, modello POW 750, (foto 5.21) con le seguenti caratteristiche tecniche:

- tensione di alimentazione: 230 V ;
- frequenza di alimentazione: 50 Hz ;
- potenza assorbita: 75 W ;
- diametri: 0.4 mm, 0.6 mm, 0.8 mm ;
- pressione di esercizio: 2÷3 atm .



Foto 5.21 - Ugello "full cone"

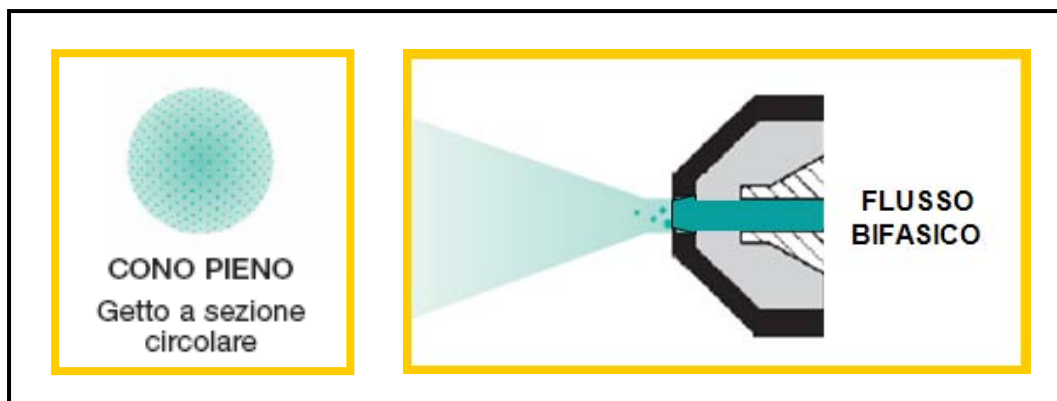


Figura 5.12 - Configurazione geometrica del getto

Al fine di verificare se la scelta del Power Plus fosse adeguata, sono state eseguite prove di caratterizzazione sullo spray presso il laboratorio del DIAS valutando sperimentalmente la portata massica e la velocità di efflusso dello spray-nozzle nelle diverse configurazioni e confrontando i risultati ottenuti con i dati forniti dalle aziende produttrici.

Per ogni ugello sono state eseguite 10 prove di caratterizzazione per la valutazione della portata massica: le prove si sono svolte cronometrando il tempo impiegato dallo spray per atomizzare 200 ml di acqua.

Nella tabella 5.2 vengono riportati il diametro nominale Φ , l'area A della sezione, il tempo medio di svuotamento \bar{t}_s , la portata massica \dot{m} e la velocità di efflusso v :

$$\dot{m} = \frac{m}{\bar{t}_s} = \rho v A \quad \left[\frac{g}{s} \right] \quad ; \quad v = \frac{\dot{m}}{\rho A} \quad \left[\frac{m}{s} \right]$$

per ciascun tipo di ugello utilizzato.

Φ (mm)	A (mm ²)	\bar{t}_s (s)	\dot{m} (g/s)	v (m/s)
0.4	0.125	103	1.9	15.08
0.6	0.287	96	2.21	7.81
0.8	0.503	74	2.7	5.35

Tabella 5.2

■ Criteri di posizionamento dello spray-nozzle all'interno dell'IFF

E' possibile individuare, all'interno della facility, la zona più idonea in cui effettuare lo spray prendendo in considerazione tre soluzioni alternative (figura 5.13) caratterizzate, rispettivamente, dalla presenza dell'ugello:

- 1) all'interno del divergente ;
- 2) all'interno della camera di ristagno ;
- 3) all'interno del doppio cono convergente.

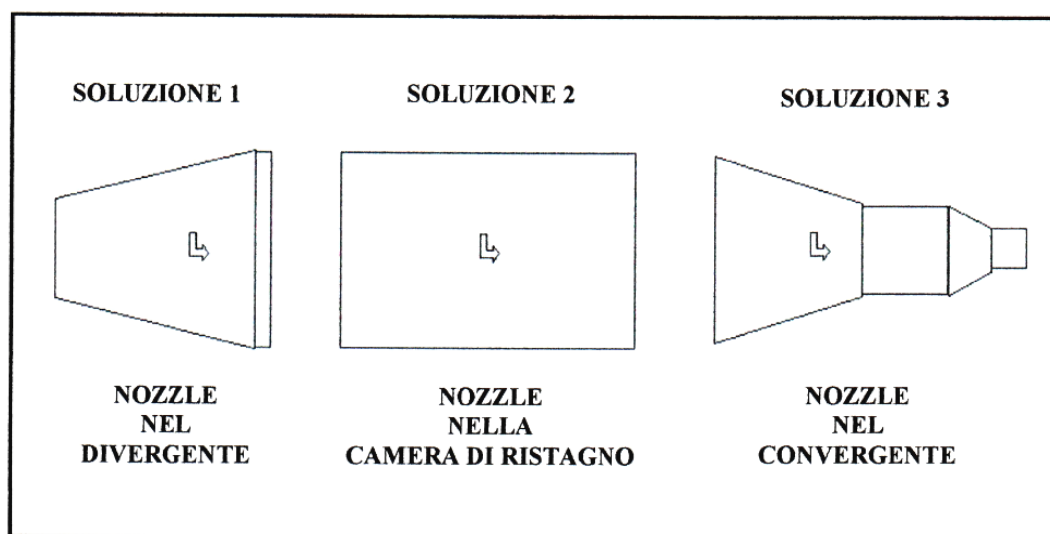


Figura 5.13 - Schema delle possibili posizioni dell'ugello nell'IFF

L'esigenza di realizzare la scelta migliore ha suggerito diverse valutazioni preliminari in relazione ad ognuna di queste tre soluzioni, con un'attenzione particolare rivolta al tempo di esposizione alle basse temperature di esercizio oltre che all'uniformità della corrente.

L'installazione dell'ugello all'interno del divergente (soluzione 1) comporterebbe:

- un percorso più lungo per le particelle e, quindi, un maggior tempo di esposizione alle temperature di esercizio (fino a -40°C) con la possibilità che le gocce possano ghiacciare ancor prima della sezione d'uscita;
- il posizionamento in una zona che non garantisce una buona uniformità della corrente;
- la rimozione della griglia antiturbolenza (foto 5.22), posta alla fine del divergente con la funzione di uniformare la corrente in camera di ristagno, poiché ostacolerebbe il passaggio delle particelle liquide.

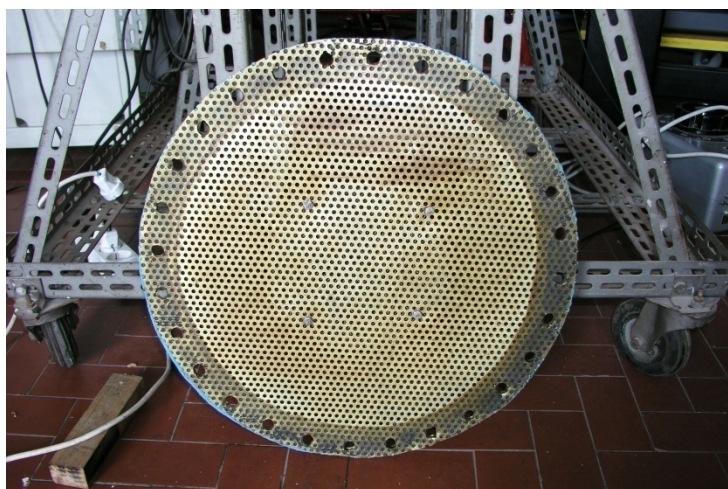


Foto 5.22 - Griglia antiturbolenza

La presenza dell'ugello all'interno della camera di ristagno (soluzione 2) darebbe luogo a :

- tempi medi di esposizione delle particelle alle temperature di esercizio;
- una maggiore uniformità della corrente.

Infine, l'ugello posizionato all'interno del doppio cono convergente (soluzione 3) indurrebbe:

- ridotti tempi di esposizione delle particelle alle temperature di esercizio con il rischio che non si verifichi il fenomeno della sopraffusione dell'acqua rendendo, così, del tutto inutili le prove di simulazione ;
- buona uniformità della corrente, anche se minore di quella presente nella camera di ristagno.

Alla luce di tutte queste considerazioni si è deciso di optare per la seconda soluzione che comporta la presenza dell'ugello nella camera di ristagno poiché garantisce una buona uniformità della corrente e valori ottimali del tempo di esposizione delle gocce alle temperature di esercizio.

■ Installazione dello spray - system

Il sistema messo a punto è costituito da una pompa volumetrica alla quale è collegato un atomizzatore che produce il getto, formato da gocce microscopiche, da immettere nel flusso d'aria raffreddata: l'acqua è contenuta in un serbatoio da dove viene aspirata ed inviata, dopo un'azione filtrante, in un condotto all'estremità del quale è applicato un ugello.

La pressione di esercizio alla quale opera il sistema spray varia da 2 a 3 atm a seconda dell'ugello utilizzato.

L'apparato Power Plus 750 è stato modificato per adattarlo alle esigenze dell'IFF: l'ugello ed l'atomizzatore sono collegati tra loro da un condotto in gomma di lunghezza pari a 60 cm e del diametro nominale di 1 cm opportunamente fissato alle due estremità (foto 5.23).



Foto 5.23 - Sistema Power Plus 750

Tale soluzione ha permesso di posizionare all'esterno della facility l'intero l'apparato spray e di inserire all'interno della camera di ristagno esclusivamente il condotto di collegamento e l'ugello.

Il condotto è stato coibentato in modo da impedire il ghiacciamento dell'acqua che lo attraversa in fase di esecuzione della prova durante la quale la temperatura può raggiungere anche i -40°C mentre l'ugello atomizzatore è posizionato all'interno della camera di ristagno assialmente con direzione dello spray concorde a quella della corrente: la distanza dalla sezione di uscita della camera è di 300 mm (foto 5.24).



Foto 5.24 - Ugello in camera di ristagno

CAPITOLO 6

PROVE DI SVUOTAMENTO ED OTTIMIZZAZIONE DELLA STABILITA' DELLA CORRENTE

6.1 - Considerazioni generali

Lo svuotamento del serbatoio dell'Icing Flow Facility del DIAS, a partire da una pressione iniziale di 26 bar, avviene attraverso un condotto costituito in successione da:

- un primo tubo ($\Phi = 65$ mm) saldato al serbatoio e flangiato all'altra estremità;
- una valvola di intercettazione a flusso avviato ($\Phi = 65$ mm) regolabile a mano tramite un volantino;
- un secondo tubo ($\Phi = 65$ mm) flangiato;
- un diffusore conico a grande angolo ($2\theta \cong 24.5^\circ$), lungo 1000 mm, flangiato, con diametro di ingresso di 65 mm e diametro di uscita di 400 mm;
- una camera di calma cilindrica con diametro di 400 mm e lunghezza 900 mm;
- un convergente flangiato, con una sezione d'ingresso di (400×40) mm² ed una sezione di uscita nell'ambiente di (80×40) mm².

Al termine della fase di caricamento del serbatoio, raggiunte le condizioni iniziali previste per la prova di svuotamento ($p_s = 26$ bar con T_s superiore di circa $3\div 5^\circ\text{C}$ rispetto a T_{amb}), si apre manualmente la valvola di intercettazione, regolandola “a scatti”, in modo tale che nella camera di ristagno si raggiunga una pressione p_r costante e pari al valore richiesto.

Tale valore si ricava in base alla considerazione che, volendo raggiungere nella sezione d'uscita della facility un ben determinato numero di Mach da mantenere costante durante la fase di svuotamento, utilizzando le tabelle per il flusso isoentropico è possibile leggere, in corrispondenza di M , il rapporto:

$$\frac{p_r}{p_{\text{amb}}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

tra la pressione di ristagno e la pressione ambiente dal quale ricavare, nota la pressione ambiente, il valore di p_r che consenta di ottenere M .

6.2 - Raffreddamento della corrente: svuotamento completo

Al fine di valutare quali temperature minime si riescono a raggiungere in camera di ristagno e, quindi, nella sezione d'uscita della facility, sono state effettuate delle prove di svuotamento con valori del numero di Mach che variano tra 0.2 e 0.7 mantenendo quanto più possibile costante la pressione nella camera di ristagno durante le prove stesse.

Nelle figure 6.1 e 6.2 sono riportati gli andamenti nel tempo della pressione e della temperatura nella camera di ristagno.

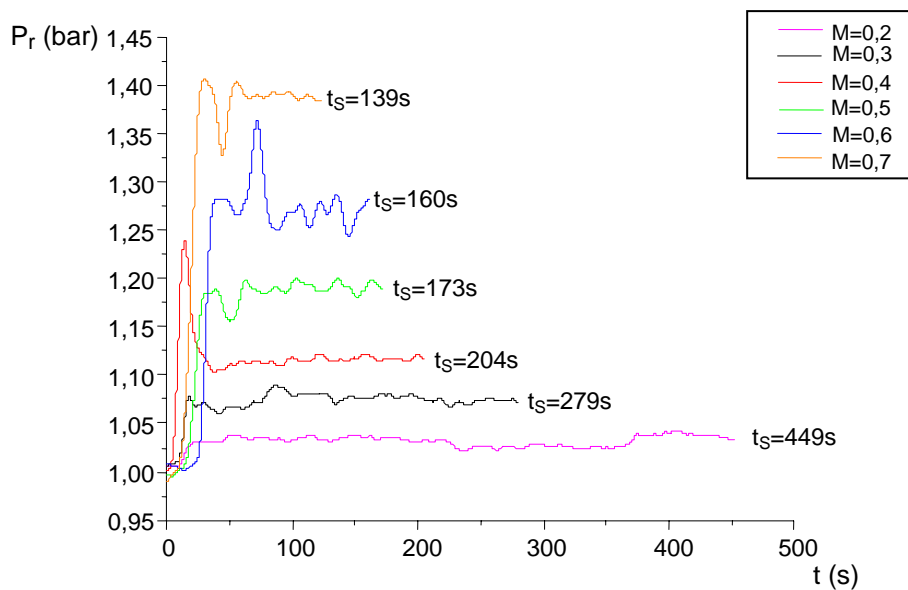


Figura 6.1 - Pressione nella camera di ristagno

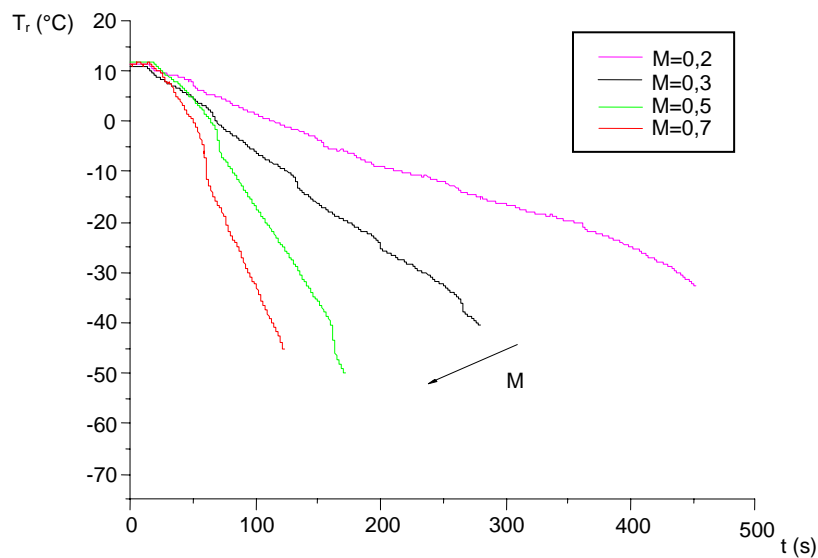


Figura 6.2 - Temperatura nella camera di ristagno

I valori della temperatura nella camera di ristagno T_r raggiungibili a fine prova variano da -32°C per lo svuotamento a $M=0.2$ a -45°C per $M=0.7$ e, corrispondentemente, il tempo di svuotamento t_s si riduce da 449s a 139s.

Durante il corso delle varie prove si è potuto anche notare come, in seguito alla riduzione di temperatura, l'umidità relativa in seno alla corrente aumenta fino alla saturazione dell'aria che, per effetto della condensazione del vapore d'acqua, provoca la formazione all'uscita del convergente, in corrispondenza di valori di T_r prossimi a -20°C , di una nuvola che aumenta di consistenza ed estensione al diminuire della temperatura.

Tale nuvola è costituita da piccolissime gocce d'acqua soprafusa che solidificano in seguito all'impatto con la superficie di un corpo (foto 6.1 e 6.2).



Foto 6.1



Foto 6.2

6.3 - Studio teorico e confronto con i dati sperimentali

Ricorrendo all'equazione della conservazione della massa si può scrivere che durante lo svuotamento a numero di Mach M_u costante:

$$\frac{dM_S}{dt} = -\dot{m}_u \Rightarrow \frac{d(\rho_S V_S)}{dt} = -\rho_u v_u A_u \quad (1)$$

dove M è la massa, t il tempo, \dot{m} la portata, ρ la densità, V il volume, v la velocità, A l'area della sezione con i pedici "S" ed "u" che contraddistinguono grandezze riferite, rispettivamente, al serbatoio ed alla sezione d'uscita della facility.

L'equazione di stato dei gas perfetti permette di esprimere la densità in funzione di temperatura T e pressione p ed introducendo al posto della velocità v il numero di Mach all'uscita che è costante a differenza delle variabili p_s , T_s e T_u , risulta:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{p_S}{T_S} \right) = -\frac{A_u}{V_S} M_u \sqrt{\gamma R} \frac{p_u}{\sqrt{T_u}} \quad (2)$$

Per l'impossibilità di misurare la temperatura statica è preferibile far comparire la corrispondente temperatura di ristagno che, con buona approssimazione, si può considerare costante in tutto il condotto ($H = \text{cost}$) ed in particolare uguale a quella presente, istante per istante, nel serbatoio. Pertanto si può scrivere:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{p_S}{T_S} \right) = -\frac{A_u}{V_S} M_u \sqrt{\gamma R} \frac{p_u}{\sqrt{T_S}} \sqrt{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_u^2} \quad (3)$$

e separando le variabili dalle costanti:

$$\sqrt{T_S} d \left(\frac{p_S}{T_S} \right) = -K dt \quad (4)$$

Si è indicato con K il raggruppamento delle costanti:

$$K = \frac{A_u}{V_S} M_u p_u \sqrt{\gamma R} \sqrt{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_u^2} \approx 1444 M_u \sqrt{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_u^2} \left[\frac{N}{m^2 s K^{1/2}} \right] \quad (5)$$

La (4) si può esplicitare nella forma:

$$dp_S - \frac{p_S}{T_S} dT_S = -K\sqrt{T_S} dt \quad (6)$$

Per risolvere l'equazione (6) è necessario ipotizzare una relazione tra pressione e temperatura nel serbatoio la quale può ricavarsi dalla conservazione dell'energia totale.

Due casi limite sono risolvibili senza esplicitare tale equazione:

1. **Svuotamento isoterma ($M_u \rightarrow 0$; $T_S = \text{cost}$);**
2. **Svuotamento adiabatico ($M_u \rightarrow \infty$).**

Nel primo caso ($M_u \rightarrow 0$; $T_S = \text{cost}$) si tratta di un processo talmente lento che gli scambi termici tra l'aria contenuta nel serbatoio e la sua parete di acciaio, che può considerarsi a temperatura costante (circa 3 tonnellate rispetto ai circa 120 Kg di aria contenuta all'inizio dello svuotamento), riescono a compensare il raffreddamento conseguente all'espansione. Pertanto risulta:

$$dp_S = -K\sqrt{T_S} dt \Rightarrow p_S = p_{Si} - K\sqrt{T_S} t \quad (7)$$

L'andamento della pressione nel tempo è lineare: la pendenza della retta cresce all'aumentare del numero di Mach.

Nel secondo caso ($M_u \rightarrow \infty$) , invece, si considera un processo tanto veloce da rendere trascurabili gli scambi termici tra aria e serbatoio rispetto al raffreddamento dovuto all'espansione. Utilizzando la relazione

$$\left[\frac{p_{S2}}{p_{S1}} = \left(\frac{T_{S2}}{T_{S1}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]$$

si può scrivere:

$$T_S dS = dh_S + \frac{dp_S}{\rho_S} = 0 \Rightarrow \frac{dT_S}{T_S} = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dp_S}{p_S} \quad (8)$$

Sostituendo la (8) nella (6) si ottiene:

$$dp_S = -K\gamma\sqrt{T_S} dt \quad (9)$$

Dal confronto tra la (9) e la (7) si nota che uno svuotamento supposto adiabatico fornisce una velocità di diminuzione della pressione nel serbatoio che è γ volte quella che si calcola supponendo lo svuotamento isoterma, il che, per un gas biatomico, $\gamma=1.4$, rappresenta un aumento della velocità di svuotamento del 40%.

Per la (8):

$$T_S = T_{Si} \left(\frac{p_S}{p_{Si}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (10)$$

per cui risulta:

$$\frac{dp_S}{p_S^{\frac{(\gamma-1)}{2\gamma}}} = -K\gamma \sqrt{\frac{T_{Si}}{p_{Si}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}}} dt \quad (11)$$

Procedendo all'integrazione di questa equazione si ottiene:

$$\frac{2}{\gamma+1} \left(p_S^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} - p_{Si}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \right) = -K \sqrt{\frac{T_{Si}}{p_{Si}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}}} t \quad (12)$$

dalla quale si ricava la legge di variazione della pressione nel serbatoio

$$p_S = \left[p_{Si}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} - K \sqrt{\frac{T_{Si}}{p_{Si}^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}}} \frac{\gamma+1}{2} t \right]^{\frac{2\gamma}{\gamma+1}} \quad (13)$$

Nel caso più generale ($0 < M_u < \infty$) non esiste soluzione analitica in quanto è necessario ricavare la relazione tra pressione e temperatura nel serbatoio dall'equazione della conservazione dell'energia totale E:

$$\frac{dE}{dt} = -\dot{m}_u \left(u + \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \right) + \dot{q}S_S = -\dot{m}_u H + \dot{Q} \quad (14)$$

con

$$\dot{m}_u H = p_u M_u \sqrt{\gamma R} \frac{\gamma}{\gamma-1} A_u \frac{T_S}{\sqrt{T_u}} = p_u M_u \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_u^2} \sqrt{\gamma R} \frac{\gamma}{\gamma-1} A_u \sqrt{T_S} \quad (15)$$

La potenza termica \dot{Q} scambiata per *adduzione* tra gas e parete del serbatoio, supposta a temperatura costante (il serbatoio, come detto, a causa della sua enorme massa rispetto a quella dell'aria contenuta, non risente degli scambi termici con l'ambiente e funge, quindi, da pozzo di calore per l'aria al suo interno) assume l'espressione:

$$\dot{Q} = f (T_{Si} - T_S) S_S \quad (16)$$

in cui S_S è la superficie del serbatoio ed f il coefficiente di scambio termico per adduzione. Tale coefficiente, per tubi cilindrici, può calcolarsi da:

$$f = 1.628 \frac{\sqrt{p} \sqrt[4]{T_{Si} - T_S}}{\sqrt[4]{d}} \quad \left[\frac{J}{m^2 s K} \right] \quad (17)$$

dove la pressione p è espressa in atmosfere e con d si indica il diametro del serbatoio cilindrico, che nel nostro caso è pari ad 1 m.

Nel serbatoio non si ha energia cinetica apprezzabile e le variazioni di quota sono piccole per cui rimane da considerare solo l'energia interna:

$$\frac{dE}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{MRT_S}{\gamma-1} \right) = \frac{V_S}{\gamma-1} \frac{dp_S}{dt} \quad (18)$$

La (14) diventa allora:

$$\frac{dp_S}{dt} = \frac{\gamma-1}{V_S} \left(-p_u M_u \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_u^2} \sqrt{\gamma R} \frac{\gamma}{\gamma-1} A_u \sqrt{T_S} + \dot{Q} \right) \quad (19)$$

$$\frac{dp_S}{dt} = -K\gamma \sqrt{T_S} + \frac{\gamma-1}{V_S} \dot{Q} \quad (20)$$

D'altra parte dalla (6) si ricava, tenendo conto della (20):

$$\frac{dT_S}{dt} = \frac{T_S}{p_S} \left(\frac{dp_S}{dt} + K\sqrt{T_S} \right) = (\gamma-1) \frac{T_S}{p_S} \left(\frac{\dot{Q}}{V_S} - K\sqrt{T_S} \right) \quad (21)$$

Si possono calcolare gli andamenti di pressione e temperatura nel serbatoio integrando al passo il sistema costituito dalle due equazioni differenziali (20) e (21).

E' appena il caso di notare che, a riprova della correttezza delle formule, imponendo che $\dot{Q} = 0$, si ritrova dalla (20) la (9), espansione adiabatca, ed imponendo nella (21) che $dT_S = 0$ si ottiene la (7), espansione isoterma.

Applicando tali formule al nostro caso, considerando le varie prove di svuotamento completo al crescere del numero di Mach, si ottiene il grafico mostrato nella figura 6.3 che riporta l'andamento nel tempo della temperatura nel serbatoio, per tutti gli svuotamenti da $M=0.1$ a $M=0.6$.

Si può notare che le pendenze delle curve aumentano man mano che si aumenta il numero di Mach; il processo per basse velocità si avvicina ad essere isoterma (per $M \rightarrow 0$) e per velocità più elevate tende ad essere adiabatco.

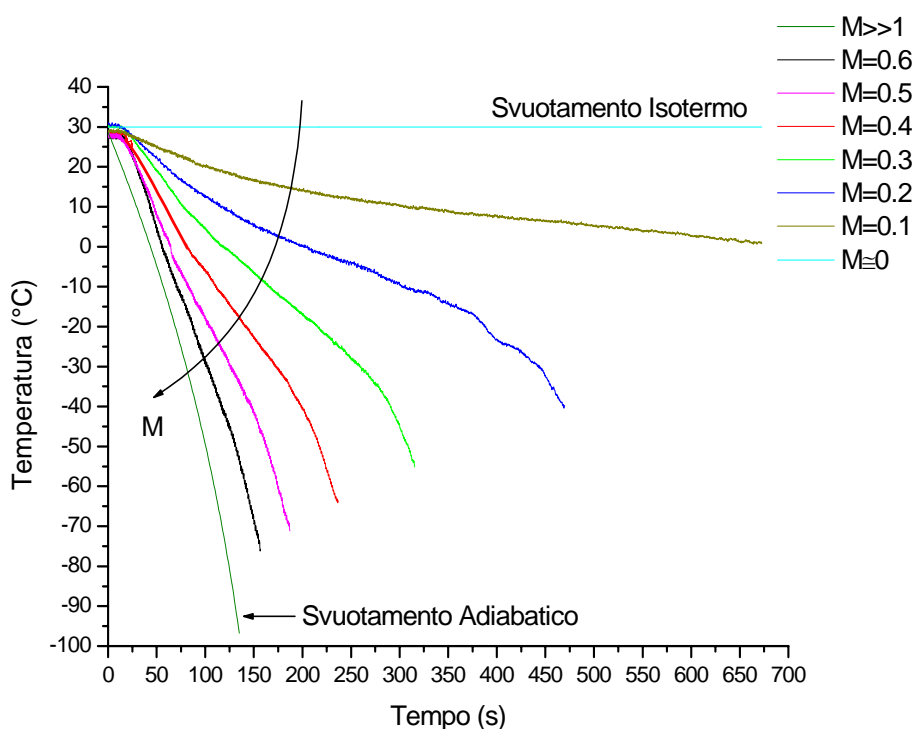


Figura 6.3 - Curve della temperatura nel serbatoio

Di seguito, dalla figura 6.4 alla figura 6.15, sono rappresentati, inoltre, gli andamenti della temperatura e della pressione nel serbatoio per ogni singola prova di svuotamento da $M=0.1$ a $M=0.6$, dove è possibile notare la buona congruenza tra il caso teorico e quello sperimentale entrambi contenuti all'interno dei casi limiti isoterma ed adiabatco.

Per quanto riguarda l'andamento nel tempo della pressione nel serbatoio, per i vari svuotamenti, si nota come essa si avvicini maggiormente alla curva teorica, relativa allo svuotamento isoterma, per numeri di Mach bassi, mentre per numeri di Mach più elevati si va verso quello adiabatico.

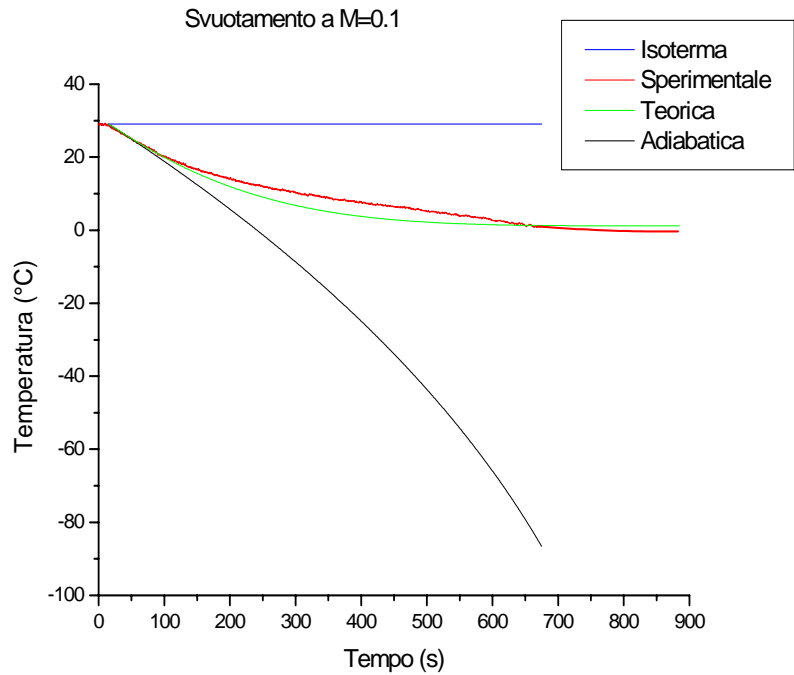


Figura 6.4

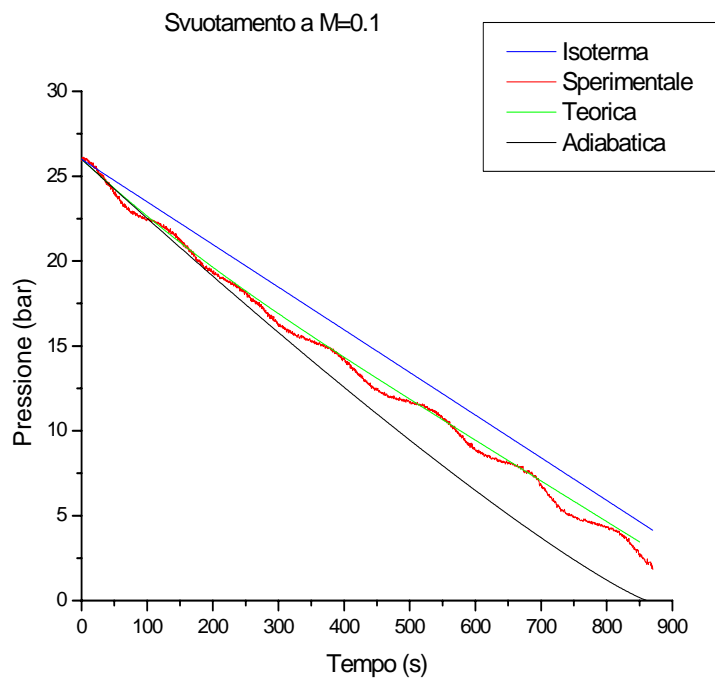


Figura 6.5

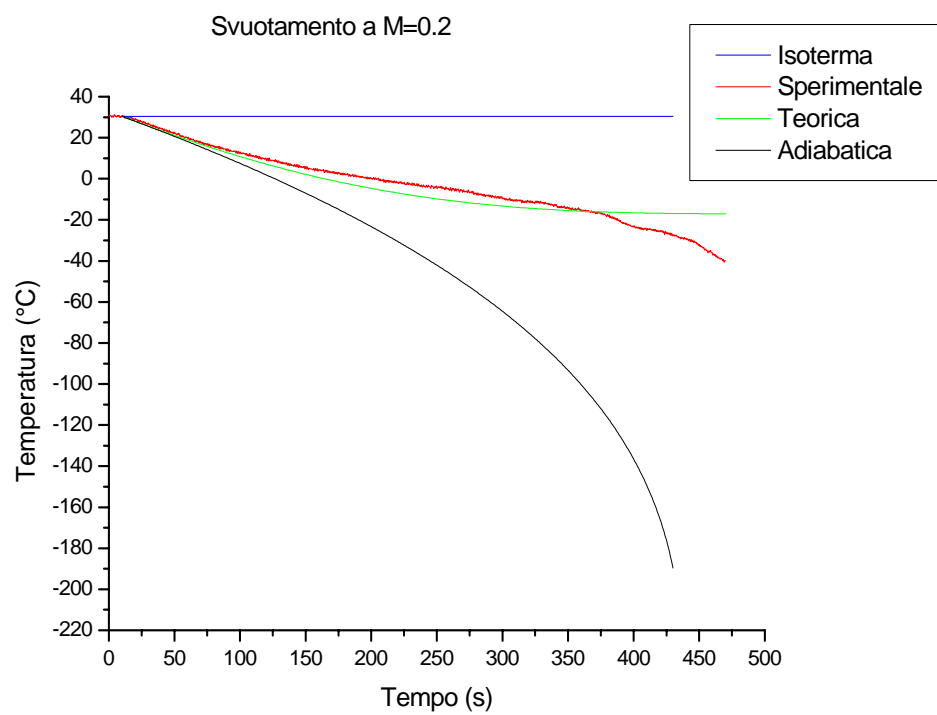


Figura 6.6

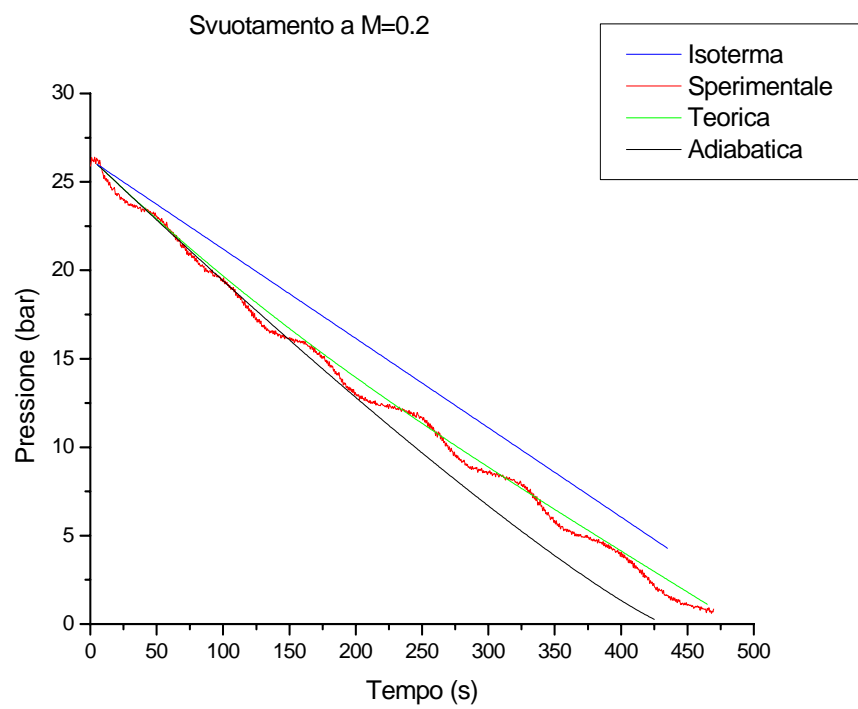


Figura 6.7

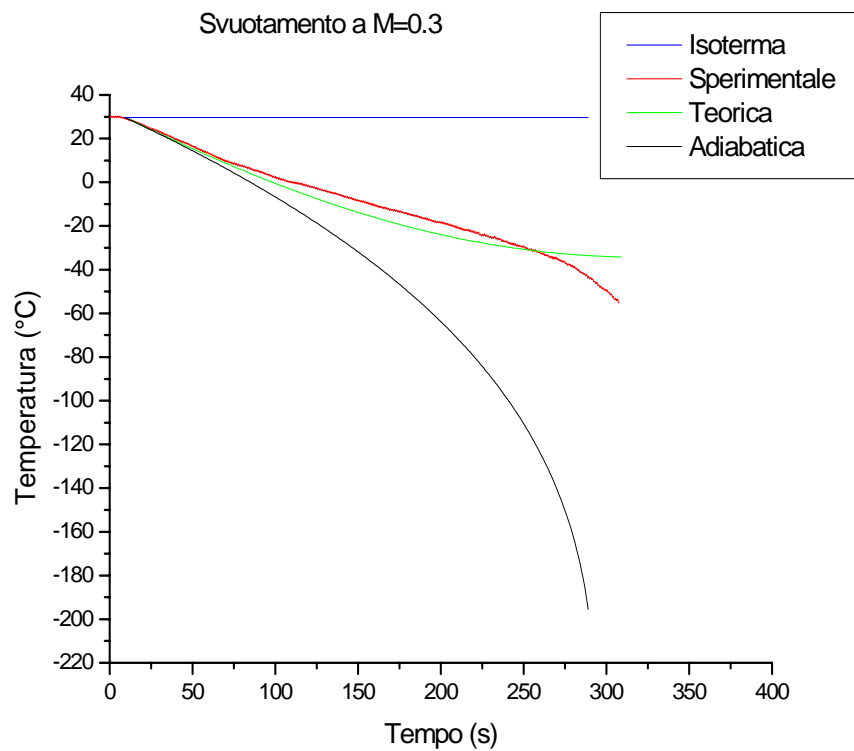


Figura 6.8

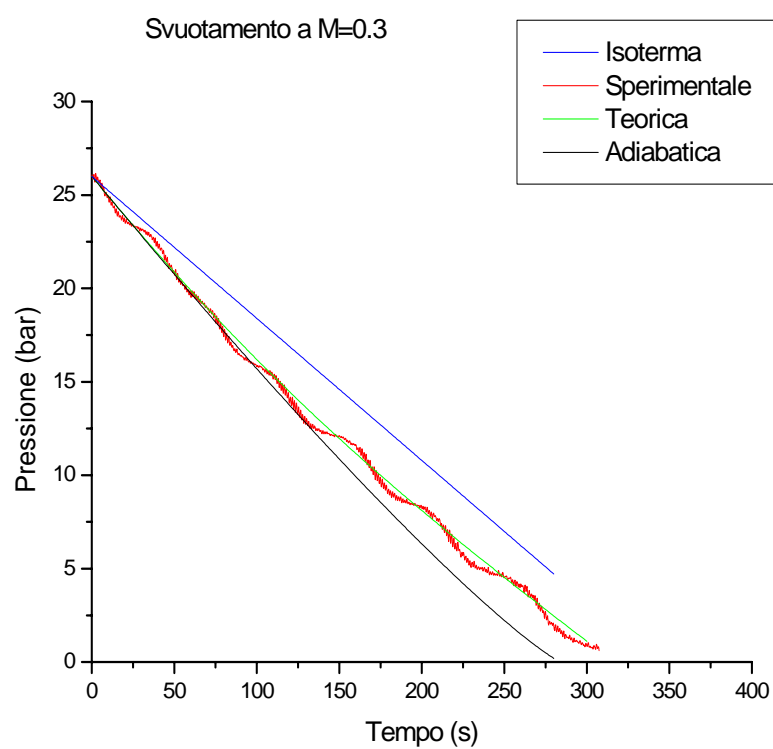


Figura 6.9

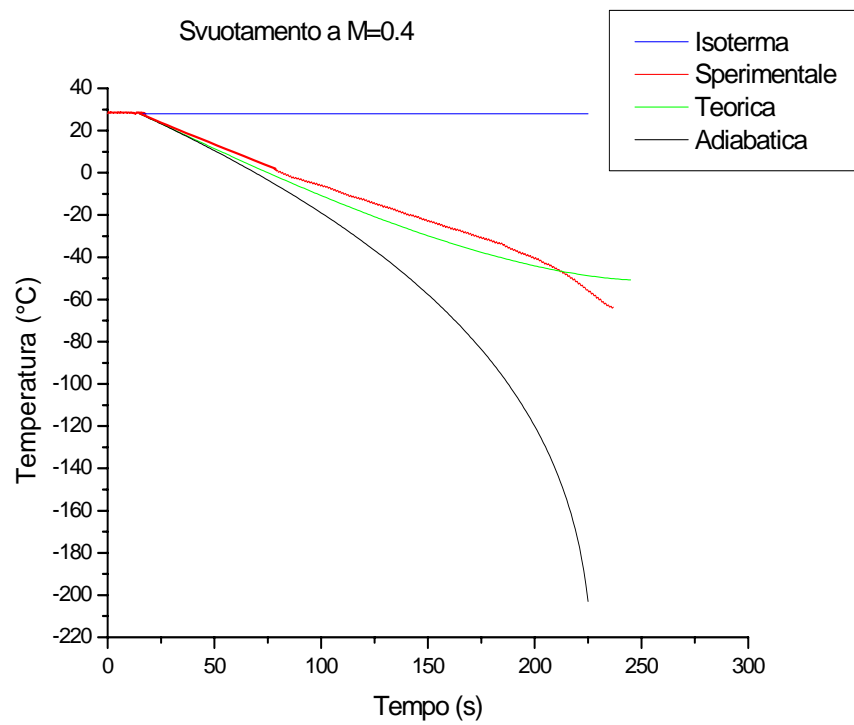


Figura 6.10

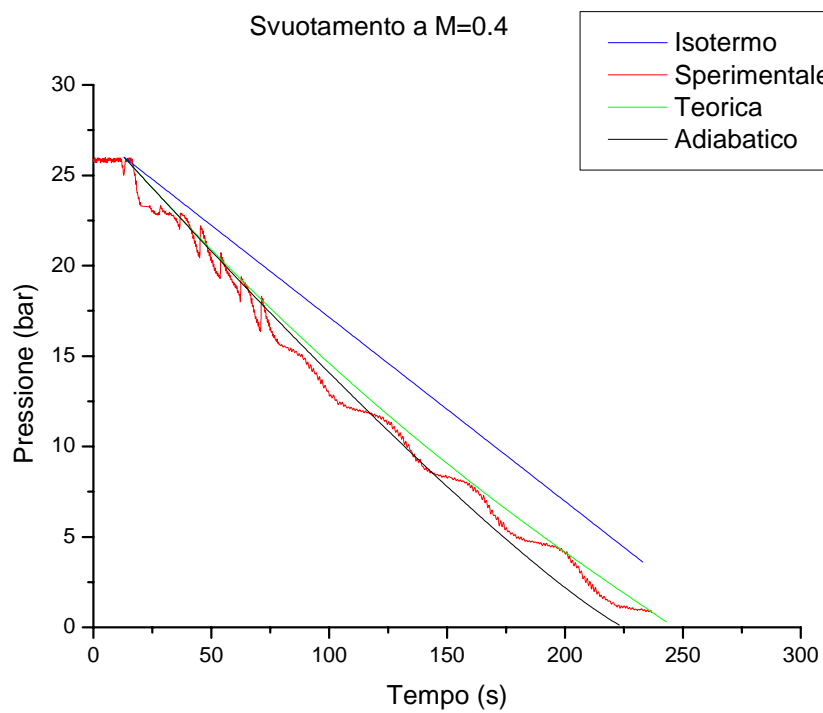


Figura 6.11

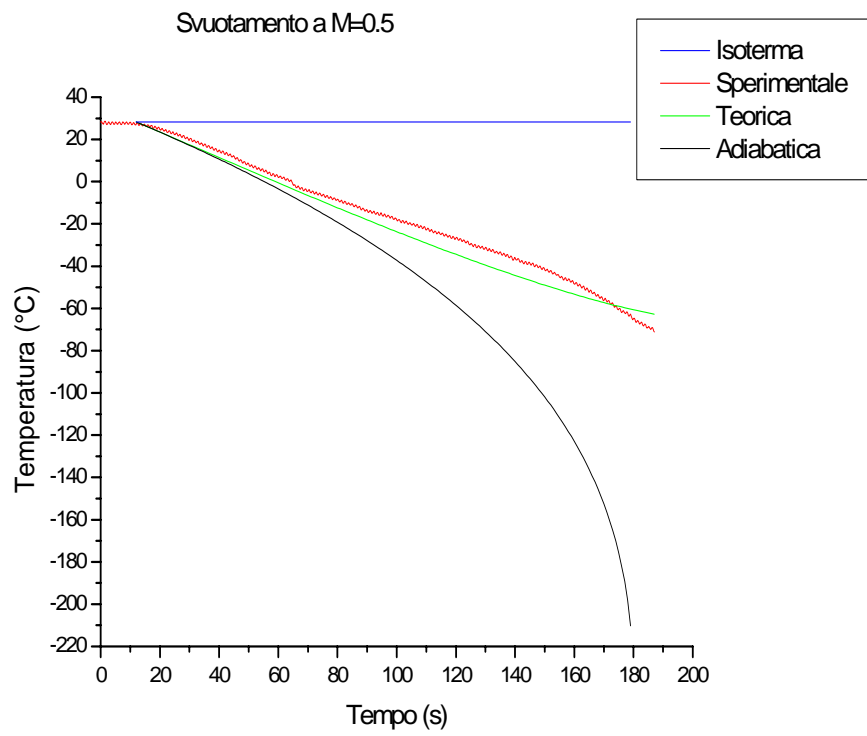


Figura 6.12

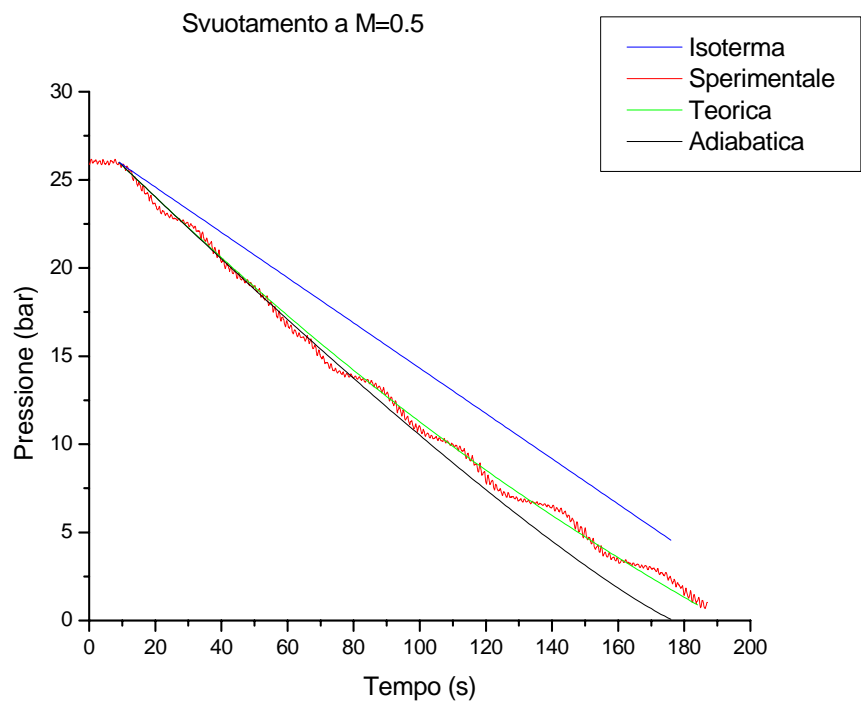


Figura 6.13

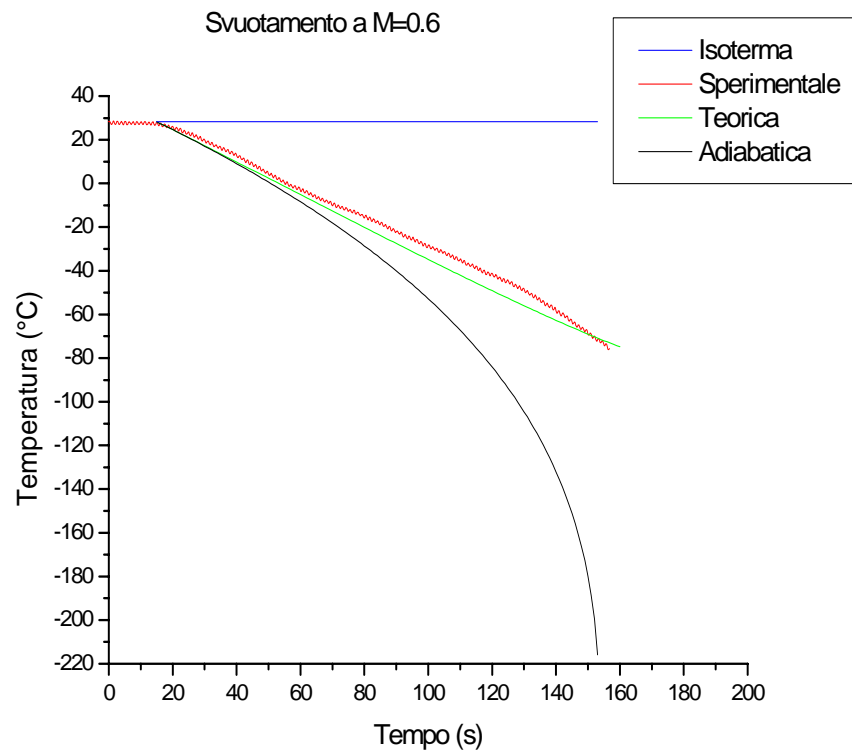


Figura 6.14

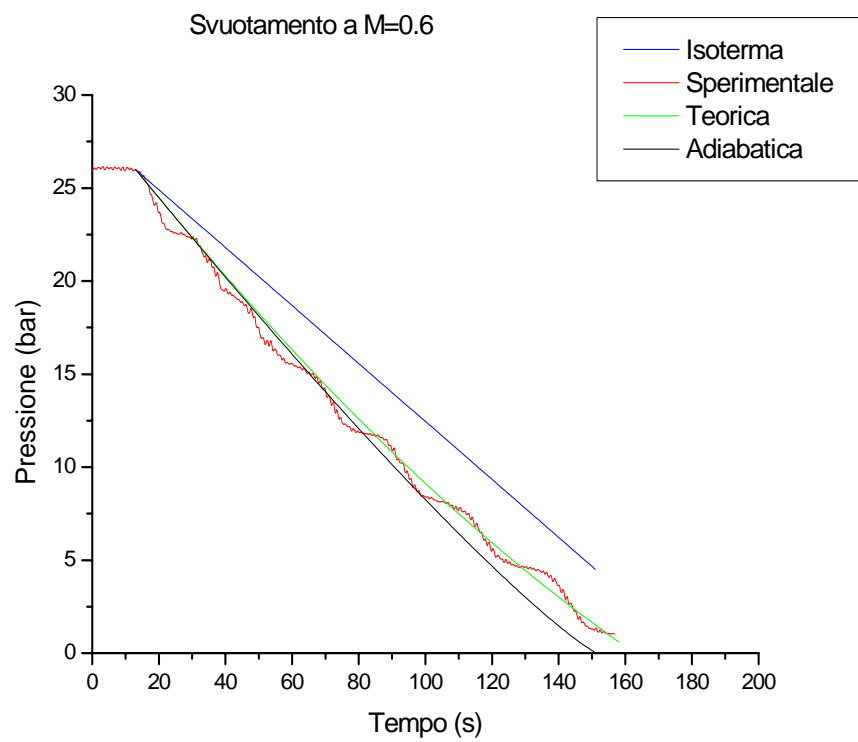


Figura 6.15

6.4 - Prove a regolazione manuale: svuotamenti parziali

Una prova di tipo manuale (cioè a regolazione manuale della sezione di apertura della valvola d'intercettazione), finalizzata alla simulazione di condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio, si articola in due fasi distinte di svuotamento:

1. Fase di svuotamento adiabatico.

Sussiste, inizialmente, la necessità di operare con pressioni in camera di ristagno sufficientemente elevate da garantire un raffreddamento rapido della corrente tale da raggiungere temperature d'interesse (da 0°C a -15 ÷ -20°C circa).

2. Fase di svuotamento isoterma.

Successivamente lo svuotamento del serbatoio deve essere più lento in maniera da garantire una temperatura costante, nei limiti del possibile, per un tempo di prova adeguato (almeno 150s): tale fase inizia, in genere, nel momento in cui vi è nel serbatoio una pressione residua di circa 10 bar.

Per soddisfare tali condizioni si sono effettuate numerose prove con diverse combinazioni tra svuotamenti “veloci” e “lenti”.

Gli svuotamenti “veloci” vengono effettuati a partire da una pressione nel serbatoio pari a 26 bar fino a 10 bar: in corrispondenza di tale valore si è constatato che la temperatura in camera di ristagno raggiunge valori prossimi ai -15÷-20°C (temperature auspicabili per la prova).

Di seguito, la fase “lenta” dello svuotamento viene effettuato da 10 bar a 1 bar con una velocità di efflusso minore.

Si è scelto lo svuotamento “veloce” a $M = 0.6$ perché permette di raggiungere le suddette temperature con un tempo residuo di prova di circa 200s.

Fissato lo svuotamento “veloce” ottimale, si sono effettuate diverse prove variando la velocità finale e si è scelto, in definitiva, il numero di Mach pari a 0.2 poiché il tempo di prova è nei limiti richiesti e la temperatura raggiunge valori sufficientemente bassi.

Si riportano nelle figure 6.16 e 6.17 l'andamento nel tempo, rispettivamente, della pressione e della temperatura in camera di ristagno relativamente alla migliore prova manuale, assunta come prova *standard*, effettuata a monte del lavoro di coibentazione della facility discusso in un precedente capitolo.

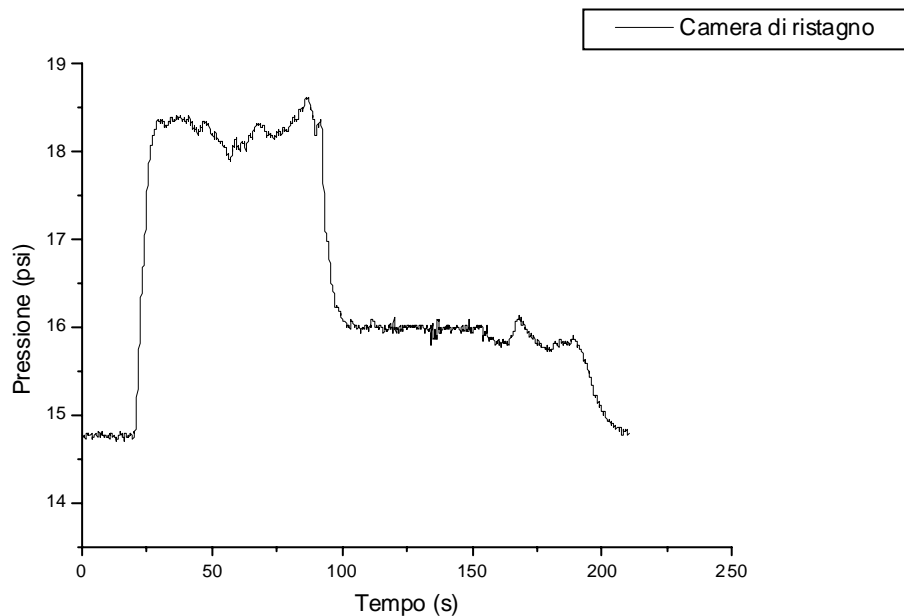


Figura 6.16 - Pressione in camera di ristagno durante la prova

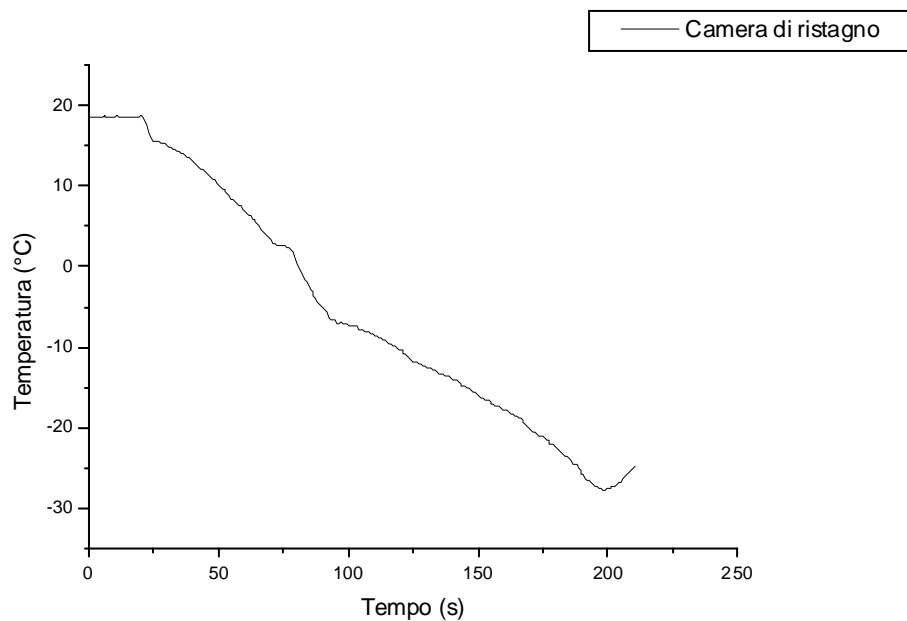


Figura 6.17 - Temperatura in camera di ristagno durante la prova

Questa prova ricalca abbastanza bene lo schema di svuotamento proposto discostandosene però in alcuni punti fondamentali.

Innanzitutto non si riesce a mantenere il valore di 15.1 psi (corrispondente ad un numero di Mach di prova pari a circa 0.2) in camera di ristagno nella fase isoterma: il manometro a capsula di Bourdon, utilizzato nella fase adiabatica, è molto meno sensibile del trasduttore capacitivo e ciò comporta il rilevamento, in camera, di una pressione di circa 16 psi, come si può osservare dal grafico.

Effettuandola ad un valore più elevato di pressione, la fase di svuotamento risulta più breve del dovuto: la prova utile dura appena 100s che è un tempo più breve di quello minimo richiesto.

Le oscillazioni della grandezza da controllare sono maggiori rispetto ad una prova automatizzata, come si vedrà in seguito, soprattutto durante la fase di svuotamento isoterma.

Inoltre l'elevato valore di pressione mantenuto durante lo svuotamento isoterma si traduce in un andamento della temperatura che è costantemente decrescente e non costante come desiderato.

6.5 - Automatizzazione del processo

Il miglioramento della stabilità della corrente in camera di prova ha consigliato di automatizzare la procedura di regolazione dello svuotamento del serbatoio.

Si sono perseguiti i seguenti due obiettivi:

1. Eseguire una prova completamente “automatizzata”, escludendo cioè l’utilizzo della valvola d’intercettazione manuale (mantenuta del tutto aperta), impostando opportunamente la valvola di regolazione automatica.
2. Ottenere una soddisfacente ripetibilità della prova stessa.

Le modifiche apportate alla configurazione ed i nuovi strumenti con esse introdotti hanno reso necessarie una serie di prove preliminari con le quali valutare il corretto funzionamento delle stesse e, soprattutto, adattarle al tipo di prova da eseguire.

Allo scopo di quantificare i benefici dei miglioramenti apportati si è deciso di effettuare sia delle prove “miste”, manuali-automatizzate, sia completamente “automatizzate” basate su di uno stesso schema di cui si riportano i successivi passaggi:

1. Il serbatoio viene caricato fino ad una pressione di almeno 26 bar : durante questa fase, entrambe le valvole d’intercettazione dell’impianto restano chiuse.
2. A serbatoio carico, si imposta il valore del setpoint per la prima fase di svuotamento, si predispone l’impianto di acquisizione dei dati, si fornisce pressione all’attuatore pneumatico e la valvola manuale viene completamente aperta.
3. Si aziona il controllore, impostandolo su modalità “auto”, che agisce sull’apertura della valvola automatica che avverrà in maniera tale da raggiungere e mantenere il setpoint impostato: inizia il processo di svuotamento adiabatico.
4. Al raggiungimento di una carica residua nel serbatoio di circa 10 bar viene quindi modificato il valore del setpoint per portarlo a quello richiesto per la fase di svuotamento isoterma: tutta l’operazione non richiede più di un paio di secondi, ovvero quelli necessari al controllore per accettare il nuovo setpoint.

5. Dopo un breve transitorio inizia la fase di svuotamento isoterma, ovvero la parte della prova “utile” per la caratterizzazione della corrente e l’eventuale formazione del ghiaccio
6. Acquisizione dei dati e loro analisi.

Per quanto riguarda la scelta degli opportuni valori di setpoint da assegnare alla valvola automatica si è proceduto come segue:

- per la fase adiabatica si adotta un valore della pressione in camera di ristagno p_r (ovvero di setpoint) pari a 18.5 psi corrispondente ad un numero di Mach pari a circa 0.6 ;
- per la fase isoterma si adotta un valore di p_r pari a 15.1 psi corrispondente ad un numero di Mach pari a circa 0.2 .

■ Prove preliminari

In una prova completamente “automatizzata” il lavoro manuale dovrebbe solamente ridursi all’inizializzazione della stessa ed all’acquisizione finale dei dati.

Per giustificare il lavoro di messa a punto del processo automatico si dimostrerà il miglior risultato ottenibile con esso in termini di oscillazioni e costanza della grandezza controllata (pressione p_r in camera di ristagno) sia rispetto ad una prova manuale che ad una “mista”, manuale-automatizzata.

Di seguito si riportano alcune delle prove “automatizzate” più significative (figure 6.18 e 6.19) al fine di evidenziare da un lato, i problemi riscontrati nella messa a punto del procedimento e la loro risoluzione, dall’altro, il netto miglioramento che si è man mano ottenuto sul controllo di grandezze quali pressione e temperatura.

Si evidenzia come in queste prove la temperatura sia stata acquisita in corrispondenza della sezione d’uscita della facility.

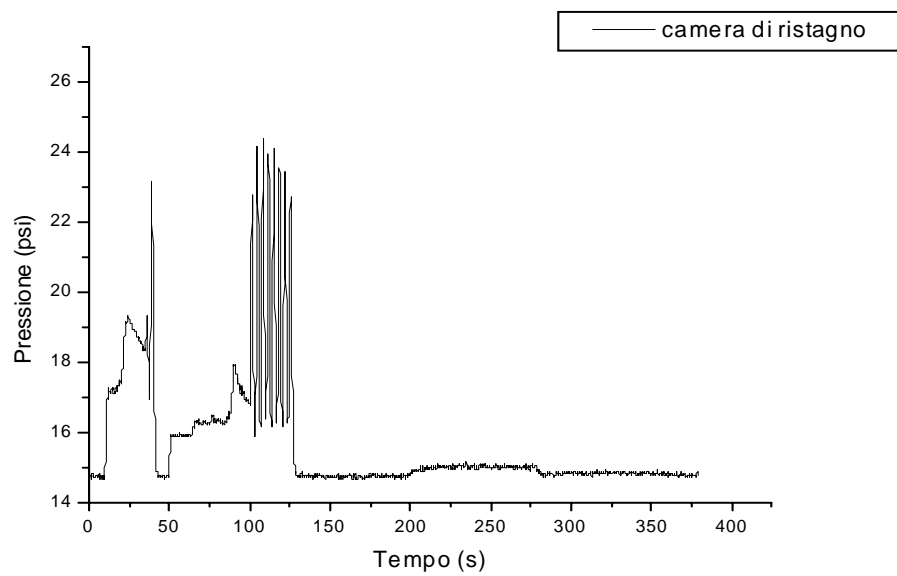


Figura 6.18 - Prima prova automatizzata: pressione in camera di ristagno

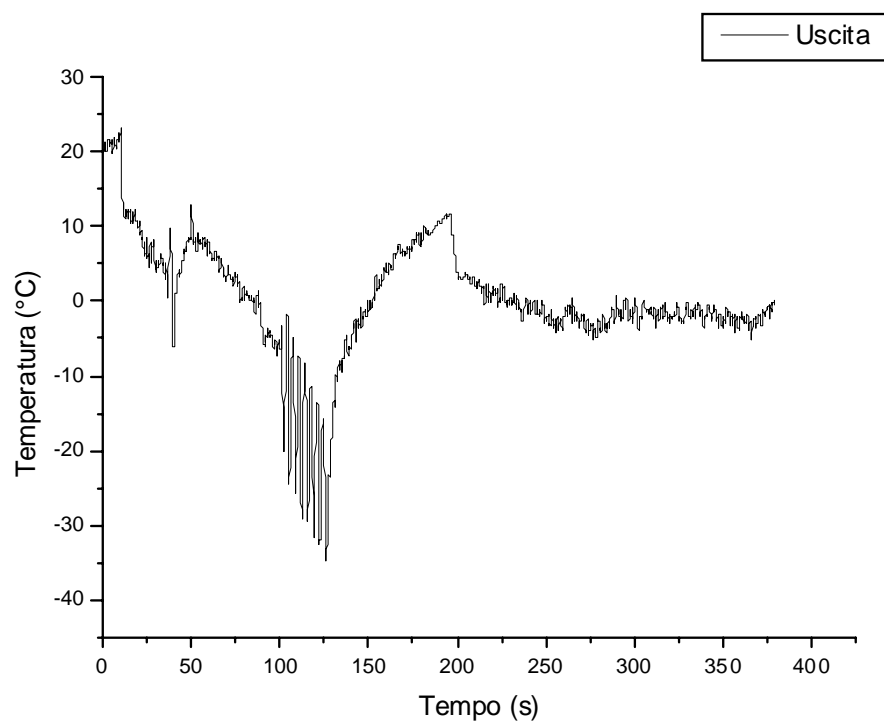


Figura 6.19 - Prima prova automatizzata: temperatura nella sezione d'uscita

Il risultato di questa prova è ai nostri fini del tutto scadente: invece di mantenere il setpoint iniziale impostato a 18.5 psi, la valvola entra in una situazione di totale instabilità presentando delle fluttuazioni incontrollate che sono state interrotte solo dal cambiamento di setpoint.

L'unica nota positiva è che la fase lenta dello svuotamento è già accettabile, infatti la valvola riesce a mantenere il valore di 14.9 psi per un certo tratto della prova.

Per risolvere il problema dell'instabilità si è pensato, in prima battuta, di eseguire la regolazione manuale durante la fase di svuotamento adiabatico facendo entrare in azione il controllore soltanto nella fase successiva.

I risultati di una prova “mista”, manuale-automatizzata, in riferimento alla metodologia con cui vengono controllate le due differenti fasi di svuotamento, sono illustrati nelle figure 6.20 e 6.21 .

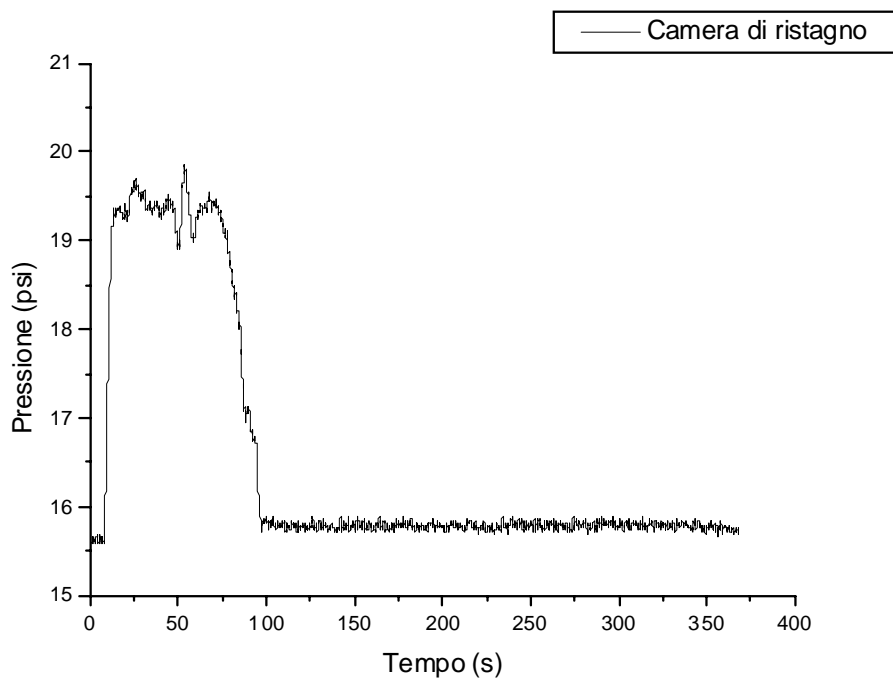


Figura 6.20 - Prova manuale-automatizzata: pressione in camera di ristagno

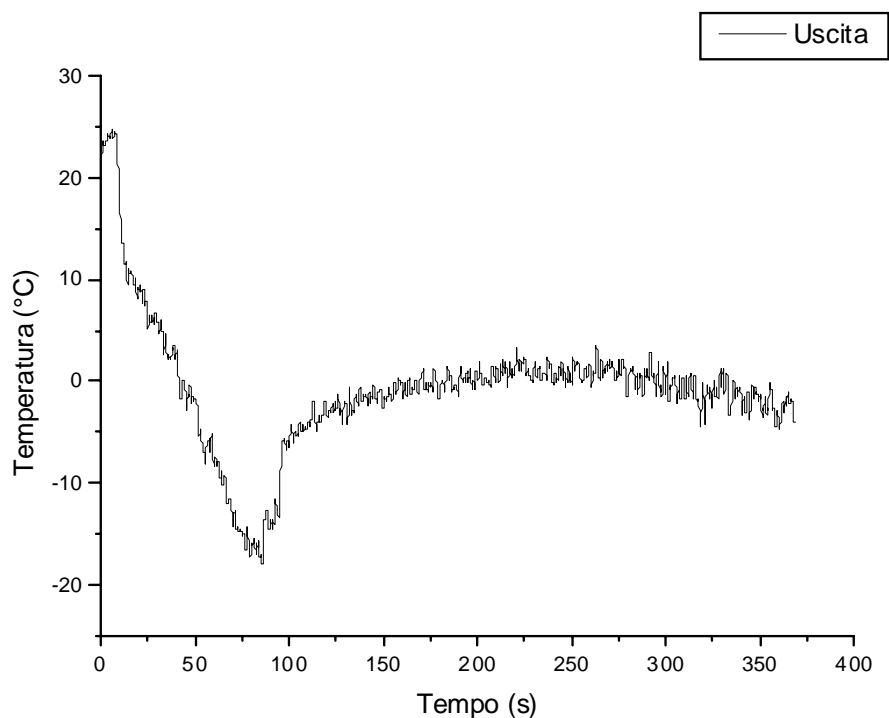


Figura 6.21 - Prova manuale-automatizzata: temperatura nella sezione di uscita

L'obiettivo resta però quello di automatizzare completamente il processo: si è deciso quindi di impegnare un certo numero di prove per calibrare il controllore in tutti i suoi parametri ed adattarlo per tentativi alla modalità di prova.

Gli algoritmi del controllore funzionano sulla base di una serie di parametri che vanno impostati in maniera differente a seconda del tipo di prova e dell'obiettivo che si vuole raggiungere. In primo luogo si decide che tipo di controllo effettuare: è permesso utilizzare non solo il controllo proporzionale-integrativo-derivativo (PID), ma anche un normale controllo proporzionale oppure proporzionale-integrativo oppure ancora un proporzionale-derivativo.

Nelle nostre condizioni si è optato per il controllo proporzionale integrale che permette di modificare la velocità di risposta del sistema e di azzerare l'errore stazionario. Si è deciso invece di non utilizzare il controllo derivativo che indurrebbe un transitorio più lungo e quindi una maggiore lentezza nella risposta del sistema.

E' quindi opportuno illustrare le prove automatizzate così come sono state effettuate al variare dei parametri di controllo in maniera da evidenziare l'influenza di questi sul processo.

Nella fattispecie sono stati reimposti i seguenti parametri:

➤ Proportional band (Pb)

Rappresenta la larghezza di banda, in unità visualizzate, sopra cui l'alimentazione all'uscita è proporzionata fra il minimo ed il massimo: variando tale parametro è possibile modificare i tempi di risposta del sistema.

➤ Integral time (Ti)

Determina il tempo impiegato dal controllore per rimuovere il segnale dell'errore stazionario: nel nostro caso è utilizzato per raggiungere più velocemente il valore del setpoint.

➤ High cutback (Hcb)

Determina il numero di unità, sopra il setpoint, al quale il controllore incrementa la portata, per prevenire l'undershoot: questo parametro è legato sia al fenomeno dell'undershoot che a quello dell'overshoot e permette proprio di minimizzare questi fastidiosi picchi in prova.

Le prime prove automatizzate sono state effettuate senza modificare i parametri del controllo, lasciando cioè i valori di cui sopra così come erano impostati la prima volta in cui si è utilizzato il controllore, ovvero:

➤ $Pb = 2.9$;

➤ $Ti = 3 \text{ s}$;

➤ $Hcb = \text{auto}$.

In particolare, impostare il valore di Hcb su “auto” significa far calcolare il parametro al controllore che gliene assegna uno pari a tre volte il valore di Pb.

Con questi valori la prova non è risultata soddisfacente: la valvola, come visto, non riesce a mantenere il setpoint nella fase di svuotamento quasi adiabatico determinando delle forti oscillazioni con frequenze del tutto variabili che comportano overshoot molto forti e quindi grandi allontanamenti fino anche a $4 \div 5$ psi rispetto al valore impostato di 18.5 .

Si è quindi apportata una prima modifica ai parametri di controllo impostandoli sui seguenti valori:

- $P_b = 6$;
- $T_i = 6$ s ;
- $H_{cb} = \text{auto}$.

Nelle figure 6.22 e 6.23 vengono mostrati i risultati ottenuti:

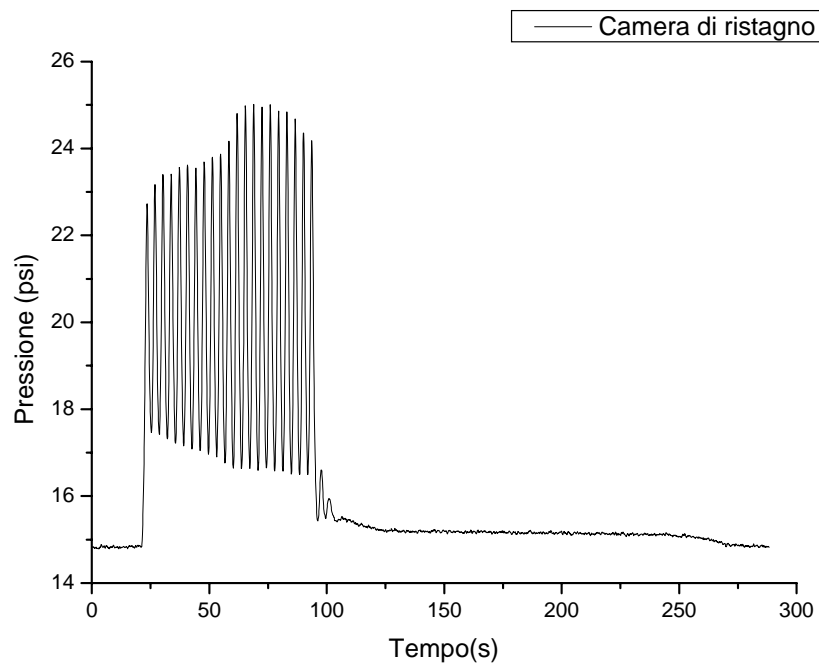


Figura 6.22 - Seconda prova automatizzata: pressione in camera di ristagno

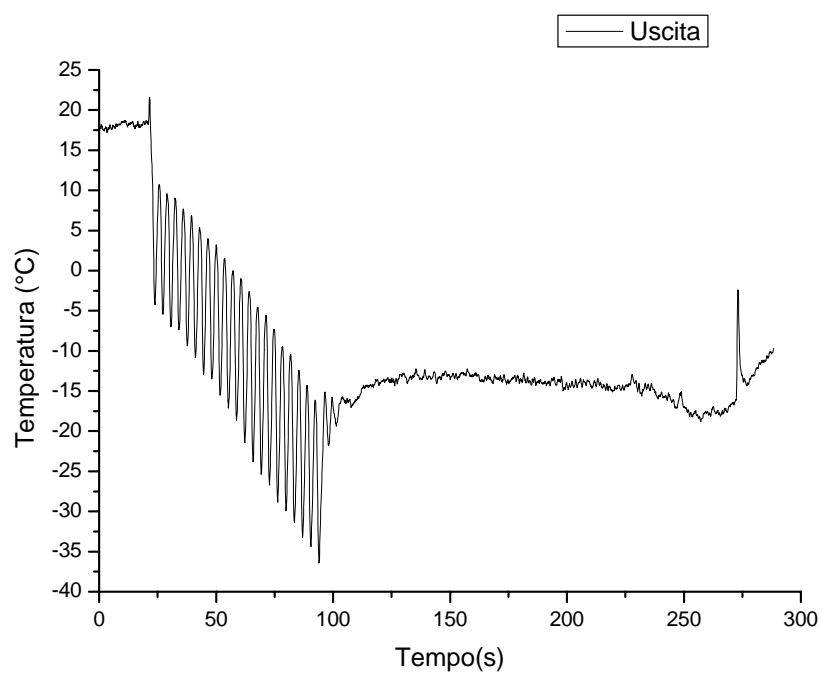


Figura 6.23 - Seconda prova automatizzata: temperatura nella sezione d'uscita

Questa prova è praticamente identica in termini di oscillazioni ed instabilità alla prima prova automatizzata effettuata e questo ha indotto per le prove successive ad aumentare ancor di più il valore di P_b , addirittura a portarlo ad un ordine di grandezza maggiore. A tale scopo per la terza prova sono stati adottati i valori:

- $P_b = 24$;
- $T_i = 3$ s ;
- $H_{cb} = \text{auto}$.

I tracciati relativi a questa terza prova sono illustrati nelle figure 6.24 e 6.25.

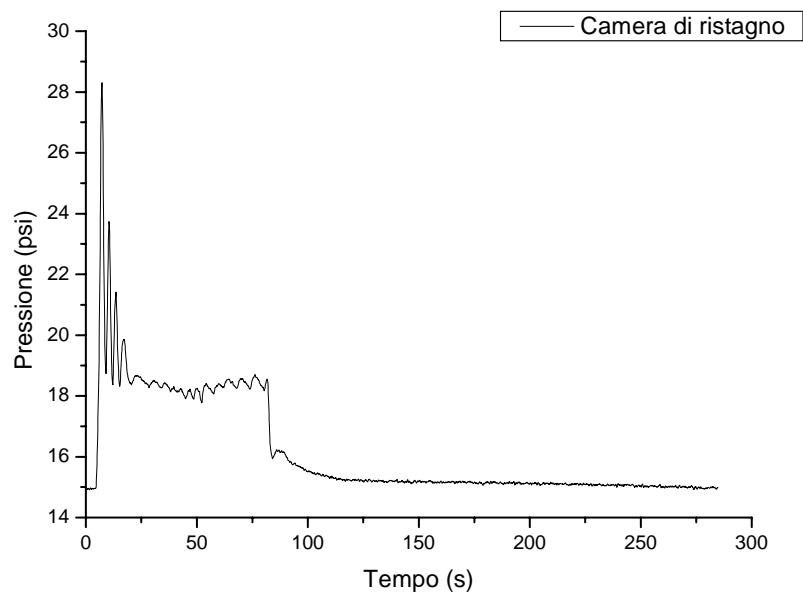


Figura 6.24 - Terza prova automatizzata: pressione in camera di ristagno

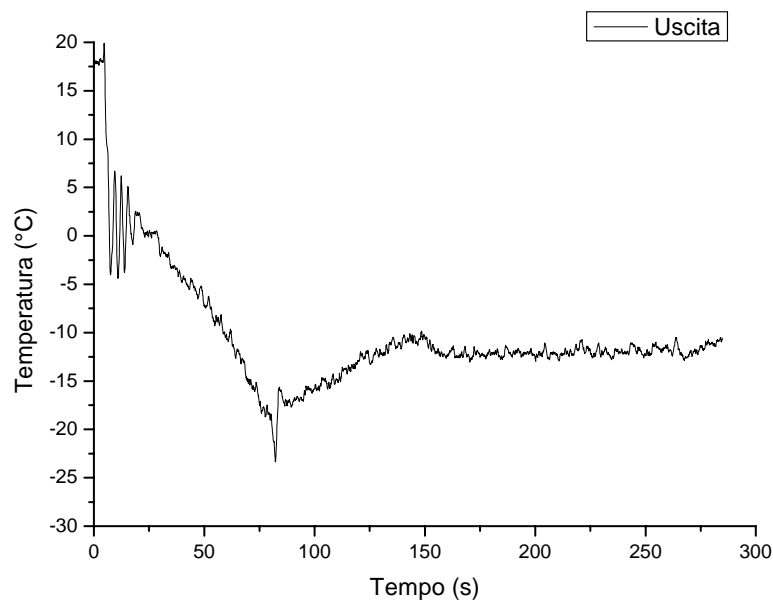


Figura 6.25 - Terza prova automatizzata: temperatura nella sezione d'uscita

Il deciso aumento del valore del Pb ha portato ad un netto miglioramento della prova: il controllore, a parte il transitorio iniziale, mantiene senza oscillazioni eccessive o instabilità il setpoint richiesto: è però inaccettabile l'overshoot iniziale evidenziatosi.

Si è quindi agito anche sul valore dell'Hcb portandolo al valore di 5, inoltre, per la quarta prova di cui si mostrano i tracciati nelle figure 6.26 e 6.27, si è raggiunta nel serbatoio una pressione iniziale di 30 bar.

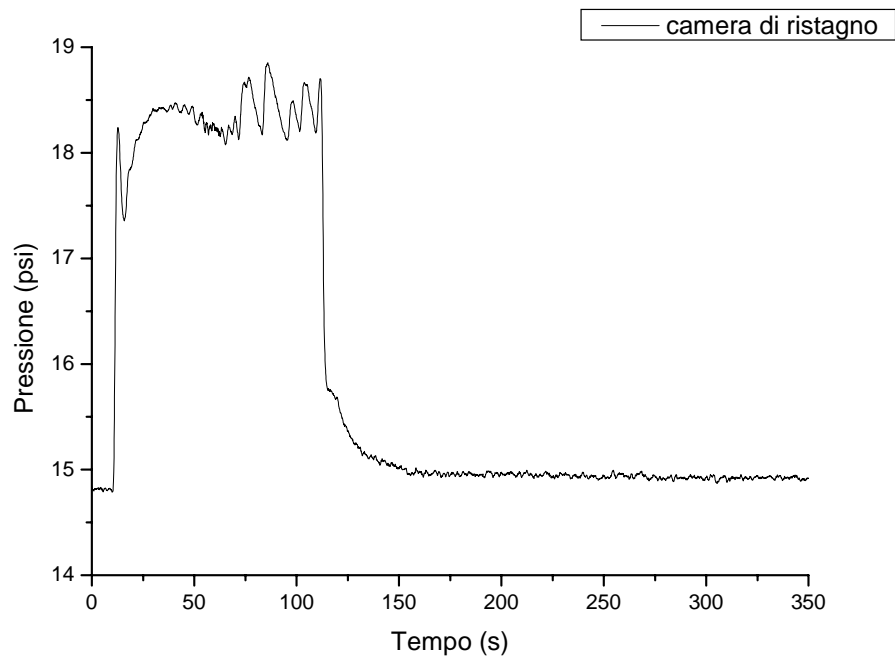


Figura 6.26 - Quarta prova automatizzata: pressione in camera di ristagno

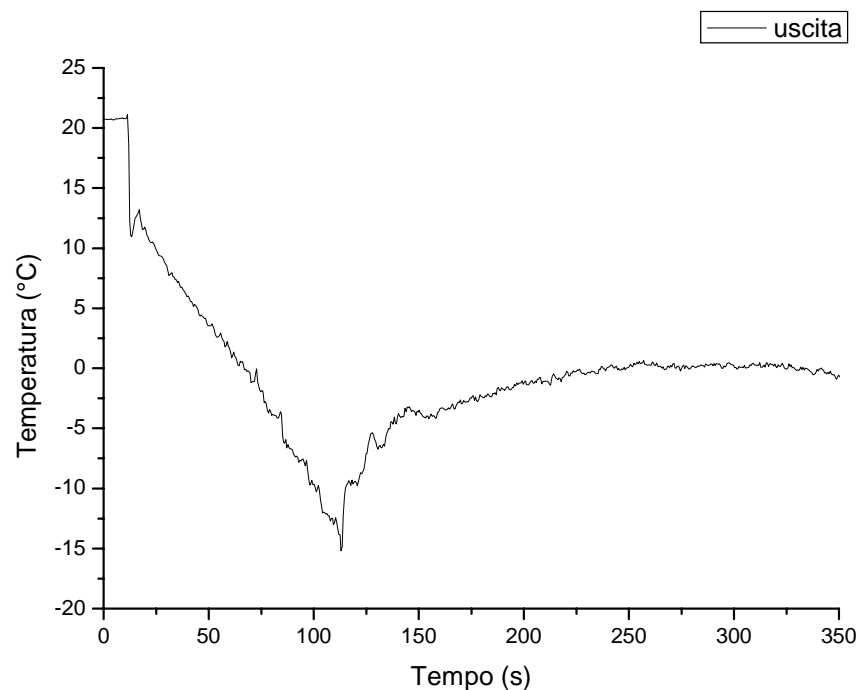


Figura 6.27 - Quarta prova automatizzata: temperatura nella sezione d'uscita

I risultati della prova sono da ritenersi soddisfacenti: si sono eliminati i picchi iniziali contenendo le oscillazioni nella prima fase in un range di $\pm 0.3 \div 0.4$ psi rispetto al setpoint.

Con questa metodologia si riesce ad ottenere, nella prima fase, un raffreddamento omogeneo nel tempo fino al cambio di setpoint.

Anche per la fase di svuotamento isoterma queste impostazioni garantiscono un comportamento ottimale in termini di pressione dato che, come può notarsi, essa rimane costante per un tratto di circa 200 s dopo un iniziale transitorio.

Per quanto riguarda la temperatura anche in questo caso essa, inevitabilmente, risale per poi mantenersi quasi costante di poco al di sotto di 0 °C.

La risalita è legata alla diminuzione del numero di Mach: abbassando il setpoint si aumenta il rapporto P_{amb} / P_r e quindi si abbassa M .

In questa fase aumenta anche il rapporto T_u / T_r e, conseguentemente, aumenta il valore della temperatura T_u nella sezione d'uscita fissato il valore di T_r in camera di ristagno.

■ Ripetibilità della prova

Caratterizzati i parametri di controllo così come appena discusso si sono svolte più prove, in giorni diversi, per constatare l'effettiva ripetibilità del processo ottenuta grazie all'installazione della valvola di regolazione automatica.

Si riportano i tracciati delle pressioni nel serbatoio e nella camera di ristagno per tre differenti prove (figura 6.28 e 6.29): è possibile notare come gli andamenti siano praticamente identici.

L'unica differenza nelle tre prove proposte riguarda la diversa durata della fase di svuotamento adiabatico legata però al diverso valore di carica iniziale nel serbatoio.

E' quindi sperimentalmente dimostrata la ripetibilità della prova, altro importante obiettivo che voleva raggiungersi.

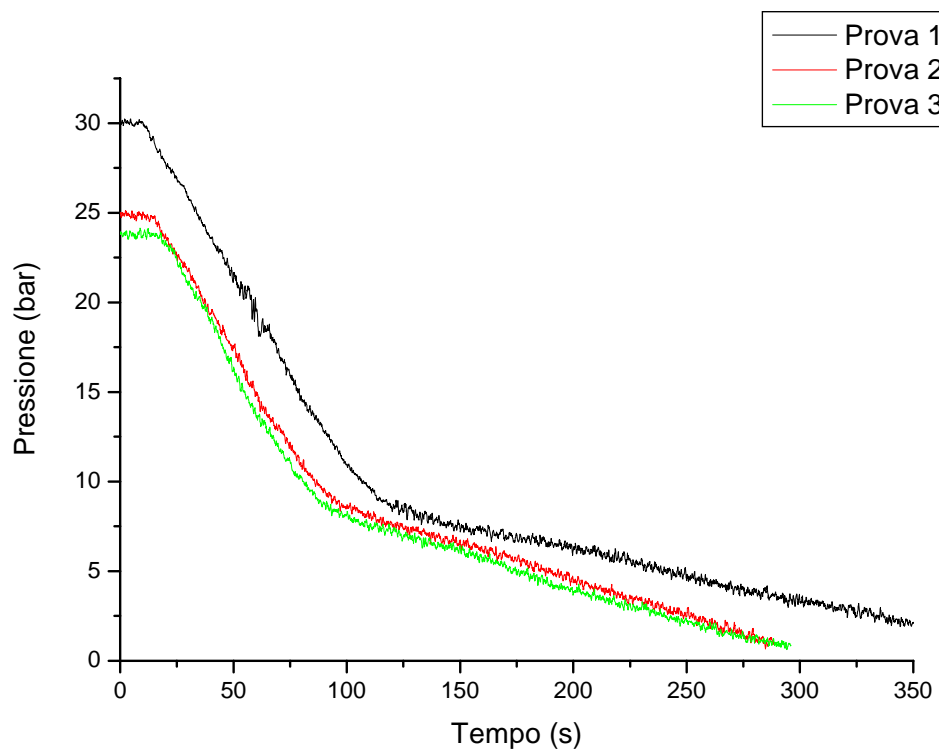


Figura 6.28 - Pressione nel serbatoio durante tre differenti prove

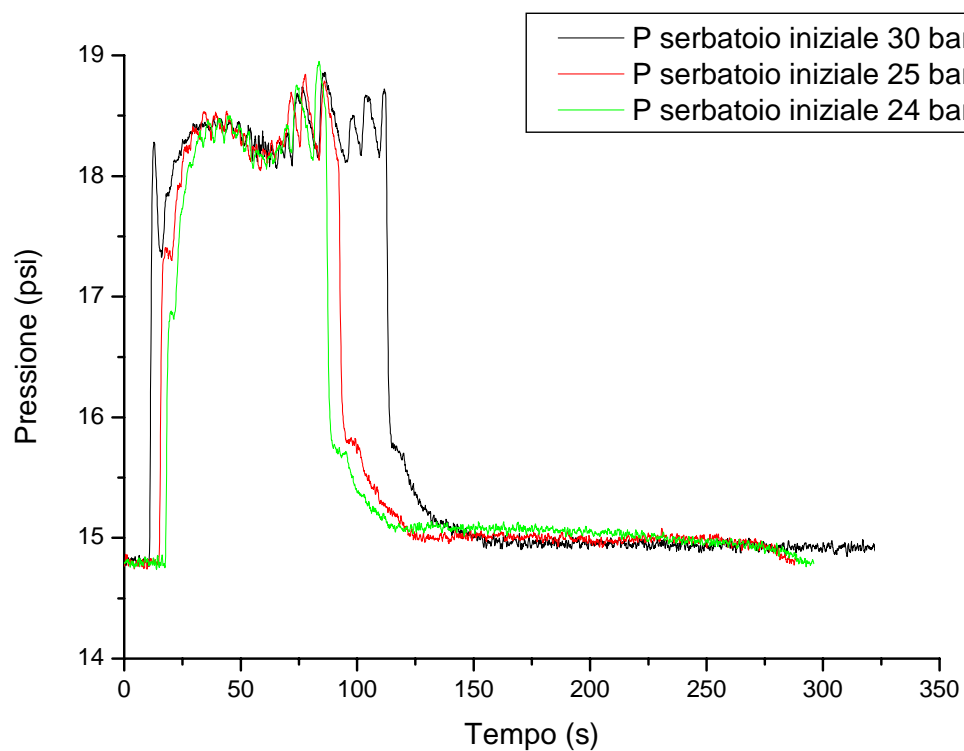


Figura 6.29 - Pressione in camera di ristagno durante tre differenti prove

■ Prove finali

In possesso di tutte le informazioni e gli strumenti per un corretto funzionamento dell'IFF, nella nuova configurazione, si sono effettuate ulteriori prove a valle del lavoro di coibentazione.

Si è ritenuto necessario eseguire questo tipo di intervento a causa dei valori di temperatura nella sezione d'uscita non eccessivamente bassi raggiunti nelle precedenti prove: tali valori, per quanto abbastanza costanti, si sono sempre assestati intorno a 0 °C.

Per semplicità, nell'ipotesi di moto isoentropico è possibile ricavare, nel caso di $M=0.2$, un valore della temperatura T_r in camera di ristagno pari a 2.17°C che risulta, evidentemente, troppo elevato per rappresentare il limite operativo dell'impianto.

Si è coibentata quindi buona parte della galleria e riportata la termocoppia all'interno della camera di ristagno: il cambiamento di posizione è legato alla possibilità di avere un segnale di temperatura sicuramente più pulito di quello ottenuto fino ad ora con oscillazioni meno frequenti grazie alla minore quantità di disturbi in camera rispetto all'esterno.

La prova finora denominata *standard*, effettuata in queste condizioni, fornisce un andamento nel tempo della temperatura T_r mostrato nella figura 6.30.

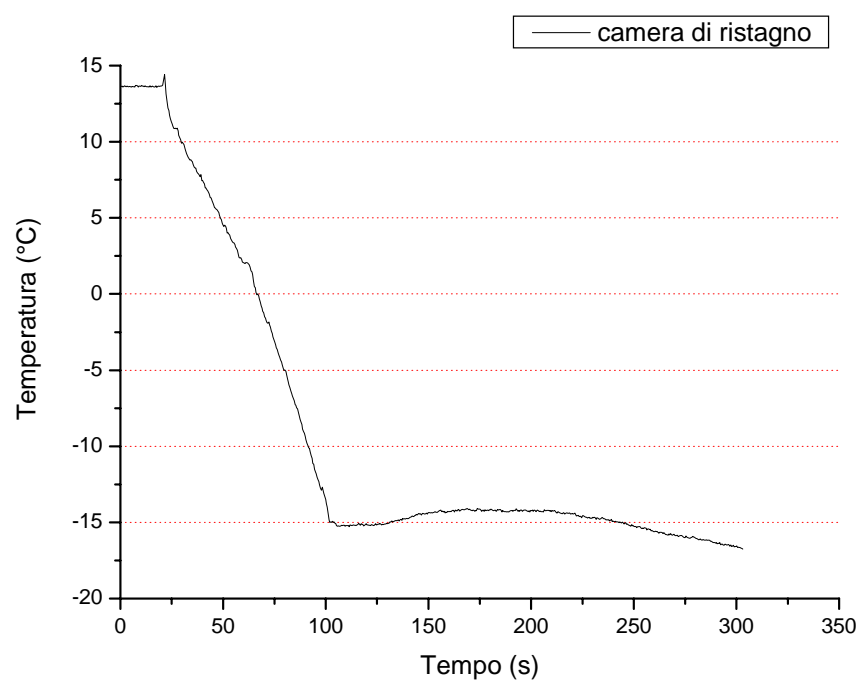


Figura 6.30 - Temperatura in camera di ristagno

Il risultato ottenuto è assolutamente soddisfacente: la temperatura in camera di ristagno è scesa fino ad un valore di $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ e durante la seconda fase, durata circa 200 s, si è mantenuta pressoché invariata discostandosi da questo valore di $\pm 1\text{ }^{\circ}\text{C}$.

L'apparente vantaggio di ben $17\text{ }^{\circ}\text{C}$ fornito dalla coibentazione è comunque da decurtarsi tenendo in considerazione l'elevata differenza di temperatura iniziale della prova: in quella appena mostrata si parte da una temperatura iniziale di circa $13.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ inferiore, in alcuni casi, anche di circa $10\text{ }^{\circ}\text{C}$ rispetto alle precedenti.

Si può comunque stimare un vantaggio di almeno $7\div 8^{\circ}\text{C}$ da attribuire alla coibentazione, vantaggio notevole se si pensa che spesso anche pochi gradi possono fare la differenza tra una prova caratterizzata dalla formazione di ghiaccio ed una senza.

Per stimare le effettive potenzialità dell'IFF in questa configurazione si sono quindi effettuate ulteriori prove per stabilire quale fosse il limite inferiore di temperatura che si riesce a mantenere costante: si è così pensato a modalità di prova leggermente diverse, prolungando il tempo della fase di svuotamento adiabatico al fine di raggiungere temperature inferiori prima di dare inizio alla fase isoterma.

Se si accetta un tempo di prova di circa 140 s ed una variazione doppia della temperatura, ovvero di circa $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$ rispetto al valore desiderato, anche la prova effettuata con l'obiettivo di mantenere una temperatura costante di $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ (figura 6.31) può ritenersi soddisfacente: il numero di Mach della fase di svuotamento isoterma assume sempre il valore 0.2.

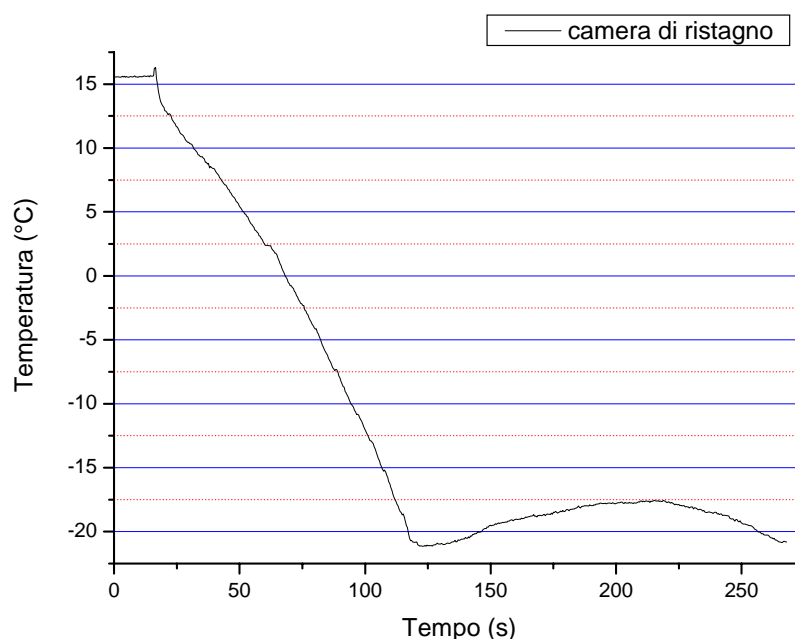


Figura 6.31 - Temperatura in camera di ristagno

D'altronde è evidente che il risultato dipende molto dalla temperatura iniziale esterna: con una temperatura iniziale appena inferiore anche tale prova potrebbe rientrare nei parametri più rigidi in cui rientra la prova relativa alla figura 6.30 .

Si è visto, invece, che non è possibile mantenere costanti temperature ancora inferiori, circa $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$, ne effettuando lo svuotamento lento a $M = 0.2$ ne, tanto meno, a $M = 0.1$ come mostrato nelle figure 6.32 e 6.33, rispettivamente: la temperatura tende a risalire costantemente in entrambi i casi.

Le temperature minime che d'altra parte si tentava di raggiungere sono proprio i circa $-15 \div -20\text{ }^{\circ}\text{C}$ che si è dimostrato poter mantenere costanti.

Per cui si ritiene che i migliori funzionamenti possibili dell'IFF, nella configurazione con coibentazione, siano quelli discussi nelle figure 6.30 e 6.31 e da scegliersi in base al particolare tipo di prova da effettuare su modello o, in caso di prova di caratterizzazione della corrente, anche in base al tempo di prova "utile" che si desidera.

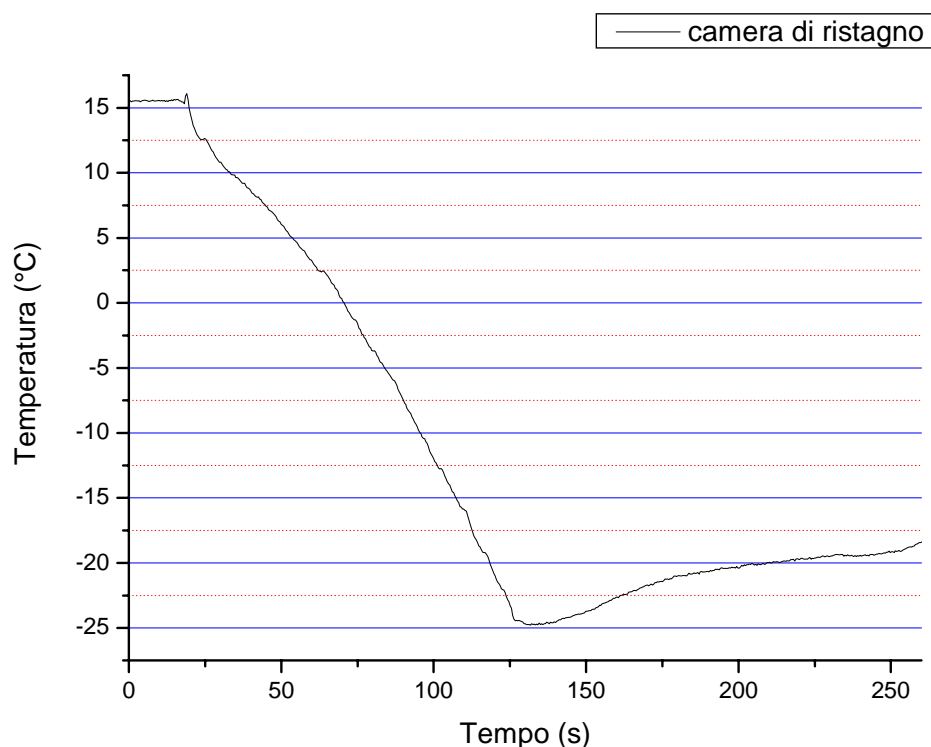


Figura 6.32 - Temperatura in camera di ristagno durante la prova a $M=0.2$

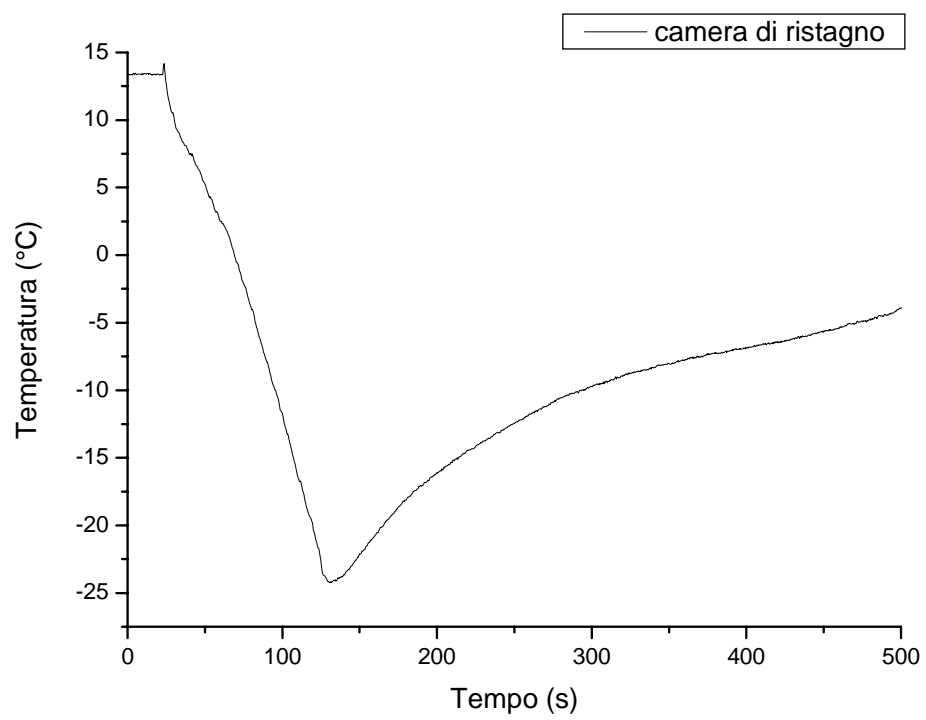


Figura 6.33 - Temperatura in camera di ristagno durante la prova a $M=0.1$

CAPITOLO 7

CARATTERIZZAZIONE DELLA CORRENTE E PROVE DI FORMAZIONE DI GHIACCIO

7.1 - Misura dell'umidità relativa

Mediante la sonda dell'igrometro installata nella camera di ristagno è stato possibile seguire l'evoluzione nel tempo dell'umidità relativa RH durante una prova standard.

La figura 7.1 mostra il grafico sia dell'umidità relativa che della temperatura nella camera di ristagno, per una prova effettuata svuotando il serbatoio da 26 bar a 10 bar con un numero di Mach all'uscita pari a 0.6 e da 10 bar a 1 bar con $M = 0.2$.

Il grafico mostrato nella figura 7.2 differisce dal precedente solo per il fatto che la prova viene effettuata svuotando completamente il serbatoio da 26 bar ad 1 bar con un numero di Mach all'uscita pari a 0.6.

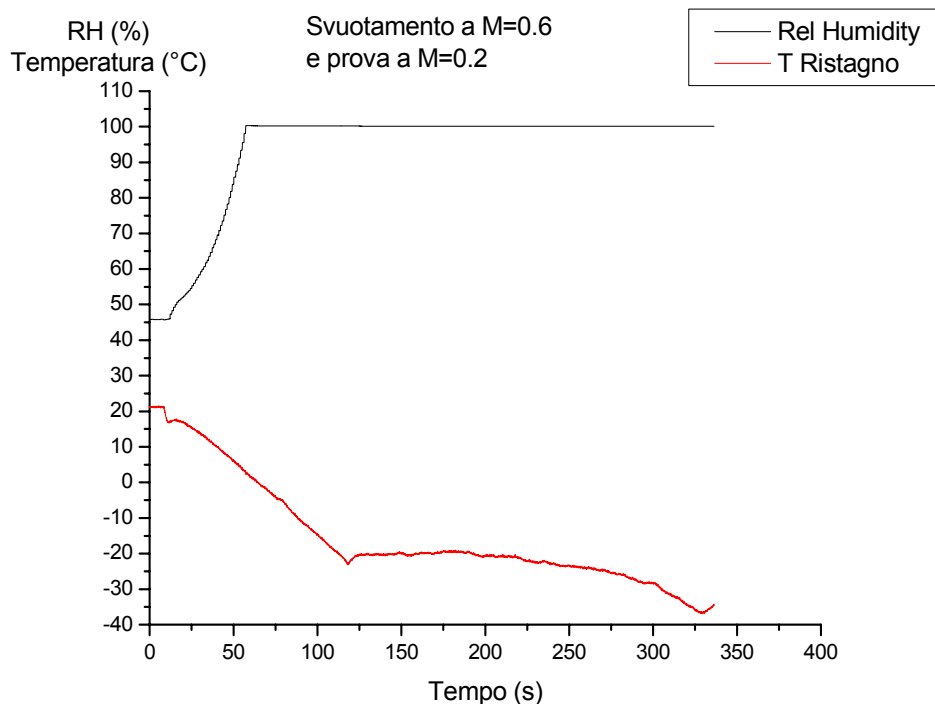


Figura 7.1

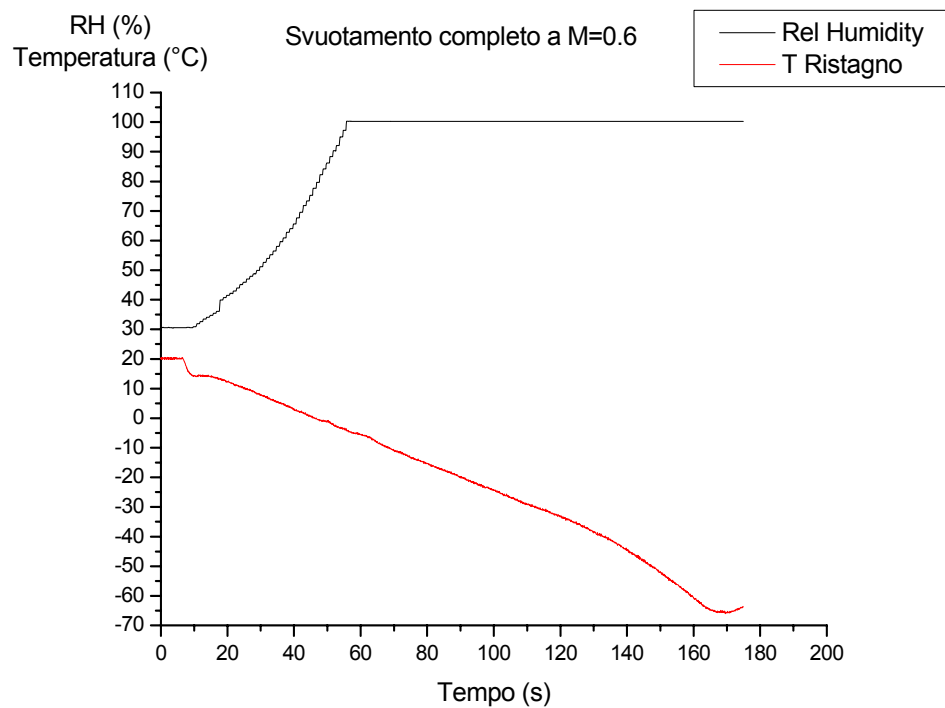


Figura 7.2

Come prevedibile in via teorica, al diminuire della temperatura l'umidità relativa aumenta: l'aria diventa satura poco prima che abbia termine la fase di raffreddamento con la conseguente formazione, all'uscita della facility, di una nuvola formata da particelle d'acqua soprafusa che ghiacciano all'impatto con la superficie di un corpo.

7.2 - Determinazione dell'MVD con la Oil Slide Technique

Uno dei parametri di maggior interesse per lo studio delle problematiche relative alla formazione di ghiaccio è rappresentato dal diametro delle gocce d'acqua presenti nella corrente che può essere valutato sia mediante strumentazioni che impiegano tecniche ottiche quali:

- Forward Scattering Spectrometer Probe (FSSP);
- Optical Array Probe (OAP);
- Phase Doppler Particle Analyzer (PDPA);

sia attraverso metodologie, non ottiche, di tipo invasivo come:

- l'Oil Slide Technique;
- l'Icing Calibration Blade.

In molti casi le strumentazioni devono fornire, principalmente, la distribuzione del diametro delle particelle, cioè il numero di particelle in funzione del loro diametro, che nella realtà è continua ma viene approssimata, mediante i rilevamenti, con una distribuzione discreta determinata dal “size bin” del sistema di misura.

Il “size bin” fornisce un'indicazione della sensibilità di misura dello strumento: il termine “bin” deriva, probabilmente, dal fatto che tali sistemi impiegano una sorta di setaccio che, virtualmente, separa particelle di dimensioni diverse per raggrupparle in contenitori o “bins” contraddistinti da opportuni intervalli di valori del diametro.

Una volta nota la distribuzione dei diametri è possibile ricavare da essa delle particolari dimensioni medie quali, appunto, il Median Volume Diameter (MVD) che, come già anticipato nel primo capitolo, viene definito come il diametro medio delle gocce d'acqua tale che metà del volume d'aria analizzato è costituito da particelle liquide di diametro più piccolo e l'altra metà da particelle liquide di diametro più grande della dimensione media considerata.

Per una distribuzione continua risulta pertanto:

$$\int_0^{\text{MVD}} \frac{4}{3} \pi \left[\frac{D}{2} \right]^3 n(D) dD = \int_{\text{MVD}}^{\infty} \frac{4}{3} \pi \left[\frac{D}{2} \right]^3 n(D) dD \quad (1)$$

con $n(D)$ che rappresenta il numero delle gocce in funzione del diametro D .

La tecnica prevede l'impiego di un vetrino che viene cosparso di olio al silicone ed inserito, perpendicolarmente alla direzione della corrente e per un determinato tempo, nella nuvola che si forma all'uscita dell'IFF.

Le goccioline che lo colpiscono sono catturate dall'olio: il vetrino viene subito esposto al microscopio e l'immagine risultante è analizzata da un computer per misurare le dimensioni individuali delle goccioline dalle quali risalire all'MVD.

Questo tipo di misura si basa sul presupposto che le goccioline catturate conservino la loro massa durante e dopo l'impatto e che il campione preso in esame sia rappresentativo di tutta la nuvola.

■ Preparazione del vetrino

Usando del nastro isolante si ricopre l'intero vetrino tranne una striscia di 2 mm per 50 mm in modo che quest'area di cattura, stretta e lunga, massimizzi l'efficienza di collezione E della "slide".

Per una velocità del flusso di 50 m/s e diametro delle gocce di 5 μm E risulta circa del 60% : per valori dell'MVD prossimi a 5 μm questo errore ha un effetto molto piccolo sulla sua valutazione.

Il vetrino viene preparato usando una siringa per applicare su di esso una o due gocce di olio al silicone con una viscosità di 12500 centistokes.

Lo spessore del film di olio sul vetrino ha un grande effetto sulla qualità dell'immagine risultante: quando lo strato d'olio è troppo spesso c'è il rischio che questo possa spostarsi unitamente alle gocce catturate mentre se è troppo sottile risulta del tutto inefficace ai fini della prova.

Tipicamente il tempo di esposizione della "slide" nella nuvola è di pochi secondi, con non poche difficoltà a cronometrare tale tempo.

Questo può essere un problema per condizioni di ghiaccio severe in quanto c'è bisogno di un tempo di esposizione molto breve: in tale caso l'esposizione manuale può risultare troppo lenta dovendo preferibilmente ricorrere, se possibile, ad un mezzo di esposizione automatico.

E' importante, comunque, osservare che per gallerie del vento con basse velocità è sufficiente un'esposizione manuale.

■ Analisi delle immagini

Un fattore molto importante ai fini di una corretta applicazione di tale tecnica è rappresentato dall'intervallo di tempo durante il quale la “slide” è esposta alla luce di un microscopio (foto 7.1) collegato ad un computer in quanto, a causa dell'alta intensità della luce, le goccioline possono evaporare con un'indesiderata alterazione dei risultati ottenuti.



Foto 7.1 - Microscopio utilizzato per l'esame dei vetrini

Una prova può essere considerata accettabile se le immagini campione vengono prese in 10÷30 secondi dopo che la “slide” è stata esposta al microscopio: si è constatato che, in tali condizioni, non ci sono sostanziali variazioni nella determinazione dell'MVD poiché le gocce più grandi, che ne influenzano maggiormente la valutazione, evaporano più lentamente.

Pertanto, dopo aver esposto il vetrino al microscopio, subito dopo la prova, si registrano una serie di immagini, prima con un ingrandimento di 10x e successivamente con uno di 4x, in modo da filmare inizialmente le gocce di diametro minore che tendono ad evaporare rapidamente rispetto a quelle più grandi.

Nella foto 7.2 viene mostrata, come esempio, un'immagine catturata dai vetrini esaminati.



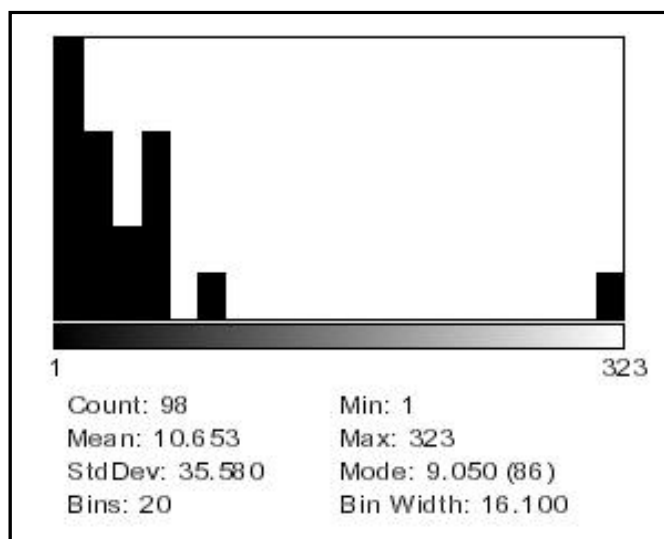
Foto 7.2 - Immagine catturata dai vetrini

Le immagini migliori vengono analizzate con un particolare software, l'Image J, che permette, inizialmente, di rendere l'immagine in bianco e nero e, successivamente, di valutare il numero di forme nere circolari che corrispondono alle gocce

Come risultato finale il software fornisce una serie di informazioni che riguardano:

- il numero totale di particelle contate;
- il numero totale di pixel quadrati corrispondenti al numero totale di particelle;
- la media pesata espressa in pixel quadri;
- la frazione percentuale di area dell'immagine occupata dai pixel neri considerati.

Di seguito vengono indicati i risultati ottenuti con l'Oil Slide Technique nel caso di una prova standard (svuotamento "veloce" a $M=0.6$ e svuotamento "lento" a $M=0.2$) con un tempo di esposizione del vetrino di 6 s ed un ingrandimento 4x (1 pixel = $4\ \mu\text{m}$).



BIN	BIN START	COUNT
1	1.000	86
2	17.100	4
3	33.200	2
4	49.300	4
5	65.400	0
6	81.500	1
7	97.600	0
8	113.700	0
9	129.800	0
10	145.900	0
11	162.000	0
12	178.100	0
13	194.200	0
14	210.300	0
15	226.400	0
16	242.500	0
17	258.600	0
18	274.700	0
19	290.800	0
20	306.900	1

I risultati della prova possono essere così riassunti:

- numero totale di gocce contate: 98 ;
- superficie dell'immagine occupata da tutte le particelle: 1044 pixel² ;
- superficie mediamente occupata da una singola particella: 10.653 pixel² ;
- frazione percentuale di superficie occupata dalle particelle: ~1.0% ;
- diametro medio delle particelle: 13 μm .

E' importante osservare come questi risultati siano influenzati da molteplici fattori come:

- le condizioni della corrente ;
- il tempo di esposizione ;
- il tempo di inizio prova in cui si espone il vetrino alla corrente ;
- il campione preso in esame.

■ Risultati finali

Pertanto, dopo aver eseguito una serie di prove, durante le quali è stato tra l'altro possibile affinare l'impiego dell'Oil Slide Technique, si può affermare, nei limiti di approssimazione consentiti, che il diametro medio delle particelle d'acqua presenti nella corrente varia da un minimo di 13 μm a un massimo di 50 μm : tali valori sono paragonabili con le dimensione delle gocce presenti nelle nuvole.

7.3 - Determinazione dell'LWC con il metodo dell'Icing Rotating Cylinder

In prima approssimazione, per la stima del Liquid Water Content relativo alla nuvola che viene a formarsi, durante una prova standard, per effetto dell'umidità residua presente nel serbatoio dell'IFF è stato utilizzato il metodo del cilindro rotante, l'Icing Rotating Cylinder, nella formulazione di J.R. Stallabrass.

Un cilindro rotante di opportune dimensioni viene inserito, in prossimità della sezione d'uscita della facility (foto 7.3) e per un determinato tempo, nella nuvola favorendo così un accrescimento di ghiaccio uniforme, grazie alla rotazione del corpo.



Foto 7.3

La valutazione della massa di ghiaccio formatosi permette di risalire al valore dell'LWC della nuvola che è rappresentativo delle condizioni presenti nella zona centrale della sezioni d'uscita.

I parametri fondamentali per i calcoli da effettuare sono:

- la velocità della corrente relativa al corpo rotante;
- la geometria e l'efficienza di collezione E del cilindro;
- la densità del ghiaccio.

L' LWC viene espresso attraverso l'equazione di Stallabrass:

$$LWC = \frac{\pi \Psi_{ice}(r_f - r_i)}{ETv} \quad (2)$$

con Ψ_{ice} : densità del ghiaccio (kg/m^3);

$r_i = r$: raggio “iniziale” del cilindro (m);

r_f : raggio “finale” del sistema cilindro/ghiaccio depositato (m);

E : efficienza di collezione del cilindro (adimensionale);

v : velocità delle gocce d'acqua (m/s);

T : tempo di esposizione del cilindro alla corrente (s).

Esprimendo il raggio “finale” r_f in funzione della massa di ghiaccio m_{ice} (Kg) depositato si ha:

$$r_f = \sqrt{\frac{m_{ice}}{E\Psi_{ice}l} + r_i^2} \quad (3)$$

dove l rappresenta la lunghezza (m) della parte di cilindro sulla quale si forma il ghiaccio. Combinando tra loro le relazioni (2) e (3) si ottiene l'espressione definitiva dell'equazione di Stallabrass :

$$LWC = \frac{\pi\Psi_{ice} \left[\sqrt{\frac{m_{ice}}{E\Psi_{ice}l} + r_i^2} - r_i \right]}{ETv} \quad (4)$$

Densità del ghiaccio Ψ_{ice}

Per essa si può assumere un valore pari a 880 Kg/m^3 senza introdurre errori significativi: gli esperimenti eseguiti da Stallabrass hanno dimostrato che la densità del ghiaccio accresciuto sui cilindri rotanti assume, in media, tale valore per diverse velocità e temperature dell'aria comprese tra -15°C e -20°C .

Efficienza di collezione E del cilindro

Le traiettorie delle gocce e, conseguentemente, l'estensione della zona del corpo bagnata dipendono, fissate le condizioni termodinamiche e la velocità della corrente, dal diametro delle gocce stesse.

Infatti le particelle liquide di piccole dimensioni sono molto influenzate dal campo aerodinamico e tendono a seguire le linee di corrente, impattando il corpo in zone vicino al punto di ristagno, mentre le gocce più grosse tendono a seguire una traiettoria più rettilinea, bagnando così una zona più ampia del profilo.

Il parametro E può essere espresso come:

$$E = \frac{\Delta Y}{D} \quad (5)$$

con D : diametro del cilindro (m);

ΔY : distanza tra T_U , traiettoria tangente alla parte superiore del cilindro, e T_L , traiettoria tangente alla parte inferiore, misurata sufficientemente lontana dal corpo in una zona dove è possibile supporre la corrente indisturbata (figura 7.3).

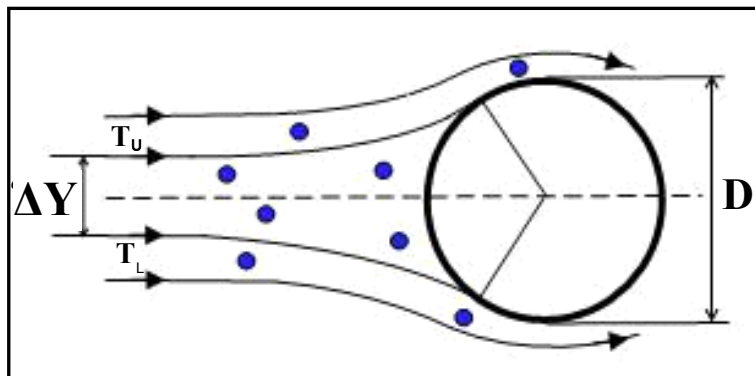


Figura 7.3

Da un punto di vista analitico l'efficienza di collezione E del cilindro può essere determinata mediante le equazioni di Langmuir e Blodgett introducendo il parametro di inerzia K (adimensionale):

$$K = \Psi_{\text{acqua}} \frac{d^2 v}{9\mu D} \quad (6)$$

con Ψ_{acqua} : densità dell'acqua (Kg/m^3);

d : diametro delle gocce (m);

μ : viscosità dinamica dell'aria (Kg/ms).

Per valori di temperatura compresi nell'intervallo $-30 \div -10^\circ\text{C}$ il parametro K assume l'espressione semplificata:

$$K = \frac{d^2 v}{1.453 \cdot 10^{-7} D} \quad (7)$$

Quando il valore di K risulta minore di 3 è necessario introdurre un secondo parametro, indicato con K_0 :

$$K_0 = 0.125 + \frac{(K - 0.125)}{1 + 0.1206 \text{Re}_d^{0.59}} \quad (8)$$

dove

$$\text{Re}_d = \frac{v d \Psi_{\text{aria}}}{T}$$

rappresenta il numero di Reynolds della goccia.

In questo caso ($K \leq 3$) l'efficienza di collezione E assume l'espressione:

$$E = 0.457 (\log_{10} 8 K_0)^{1.634} \quad (9)$$

Per $K > 3$, invece, si utilizza l'espressione:

$$E = \frac{K}{K + H_E} \quad (10)$$

con

$$H_E = \frac{\pi}{2} + 0.121 \text{Re}_d^{0.6} + 0.754 \cdot 10^{-4} \text{Re}_d^{1.38} \quad (11)$$

Nella figura 7.4 sono mostrate le curve di E per il cilindro in funzione della velocità v della corrente e delle dimensioni delle gocce d'acqua.

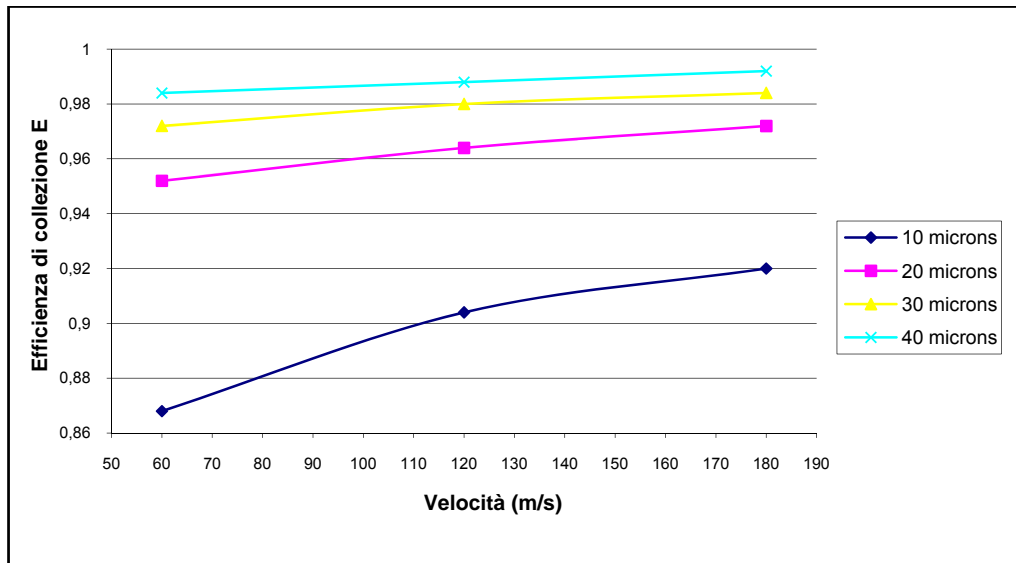


Figura 7.4

■ Ipotesi semplificative

1. La velocità delle gocce coincide con quella della corrente;
2. La nuvola è costituita da gocce d'acqua dello stesso diametro;
3. Tutte le gocce congelano al momento dell'impatto con la superficie del cilindro;
4. Si approssima il diametro D del cilindro con la media dei diametri “iniziale” e “finale” :

$$D \cong \frac{(2r_i + 2r_f)}{2} = r_i + r_f$$

■ Caratteristiche del cilindro

- $D = 2.5$ mm;
- $l = 25 \div 50$ mm;
- materiale: acciaio inossidabile, alluminio o lega di rame;
- superficie estremamente levigata;
- facilmente rimovibile dal meccanismo guida di rotazione.

■ Condizioni di esposizione

Il cilindro, pre-raffreddato al di sotto del punto di congelamento, deve essere esposto, perpendicolarmente, alla corrente per un tempo non inferiore a 15s e non talmente lungo da favorire l'accrescimento di ghiaccio con uno spessore maggiore del diametro D .

E' necessario garantire una velocità di rotazione uniforme con un valore medio di circa 90 giri al minuto.

■ Determinazione dell'LWC e risultati finali

Per stimare la massa di ghiaccio formatosi in un determinato tempo è conveniente pesare il cilindro “ghiacciato” (foto 7.4), utilizzando una bilancia di precisione, e sottrarre al valore rilevato la massa iniziale del cilindro.

Mediante l'equazione (4), una volta noti i parametri che compaiono a secondo membro, è possibile risalire al valore dell'LWC relativo alla nuvola.

Eseguendo una prova standard è stato valutato un LWC di 0.06 g/m^3 con una massa di ghiaccio formatosi sul cilindro di 0.04 g .



Foto 7.4 - Cilindro “ghiacciato”

7.4 - Caratterizzazione della corrente mediante Phase Doppler Particle Analyzer

Nell’ambito di un’attività di collaborazione con il CIRA, Centro Italiano Ricerche Aerospaziali, di Capua (CE) e grazie alla preziosa consulenza offerta dall’ing. Biagio Esposito che svolge la propria attività presso l’IWT del centro di ricerche casertano è stato possibile effettuare la caratterizzazione della corrente con l’ausilio di un Phase Doppler Particle Analyzer (PDPA).

L’acquisizione dati con strumentazione PDPA è stata effettuata durante la parte finale della fase di svuotamento isoterma di una prova standard: si è cercato di caratterizzare la corrente nella fase finale della prova quando in essa, inevitabilmente, sono presenti delle gocce d’acqua derivanti dalla condensazione dell’umidità residua presente nel serbatoio.

E’ stato infatti già precedentemente studiato l’andamento dell’umidità relativa in camera di ristagno: partendo da condizioni di inizio prova in cui l’umidità relativa RH è al massimo del 5% si raggiungono, con la diminuzione della temperatura, a condizioni di saturazione dell’aria ed, in seguito, alla condensazione del vapore acqueo: l’acquisizione dati ha coperto quindi tutta questa fase ed è durata 66 secondi.

Nelle figure 7.5 e 7.6 sono mostrati i classici andamenti di pressione e temperatura in camera di ristagno durante la prova ed è evidenziato il tratto in cui è avvenuta l'acquisizione mediante PDPA.

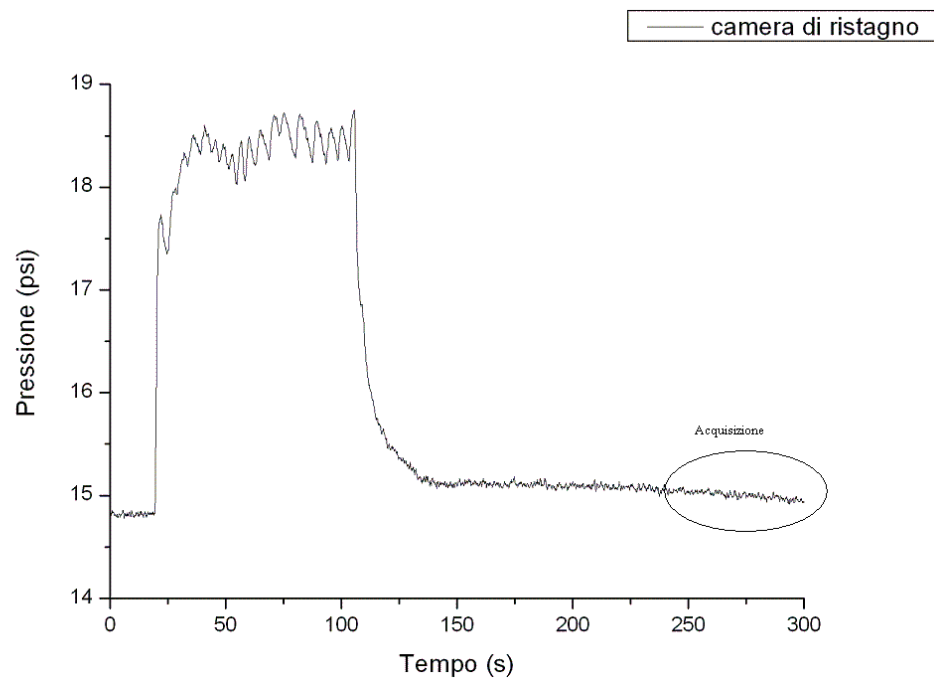


Figura 7.5 - Andamento della pressione in camera di ristagno

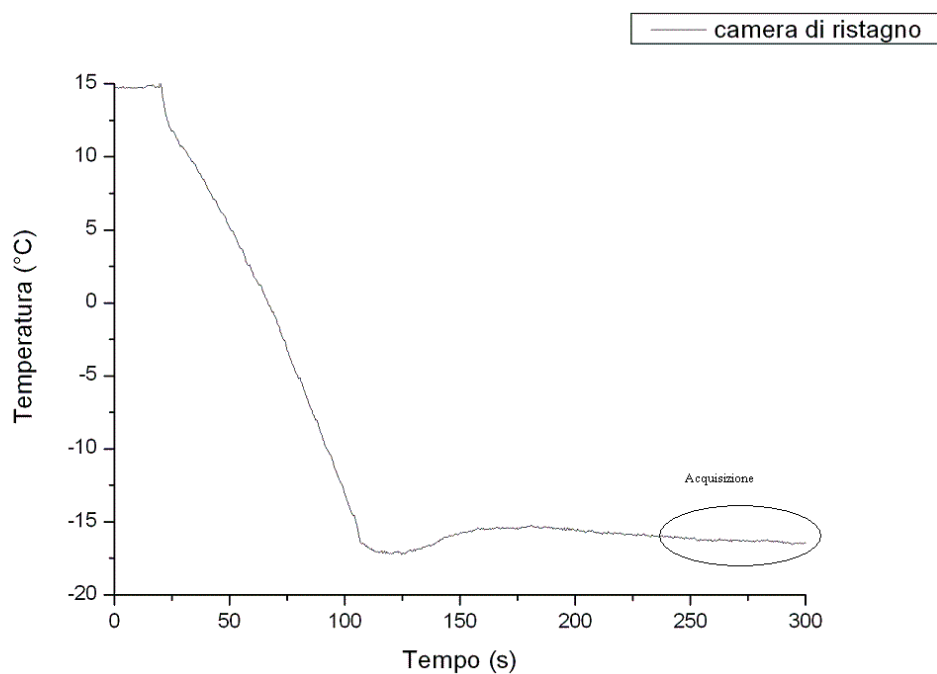


Figura 7.6 - Andamento della temperatura in camera di ristagno

Nella foto 7.5 è invece mostrata un'immagine scattata durante l'acquisizione in cui i fasci laser diventano evidenti perché attraversati dalla nuvola.

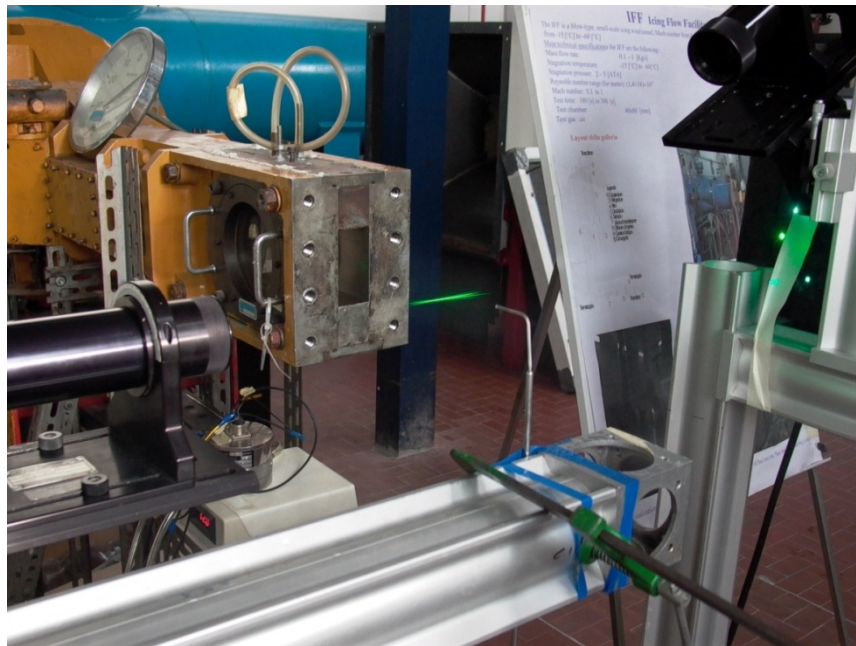


Foto 7.5

Il software utilizzato per l'analisi dei risultati è quello fornito insieme all'unità DSA, Doppler Signal Analyzer, (foto 7.6) e lavora in ambiente MS-DOS: nelle foto riportate di seguito sono mostrate alcune delle schermate più significative ricavate dalle sezioni "Off-Line Data Analysis" e "Raw Data Analysis".

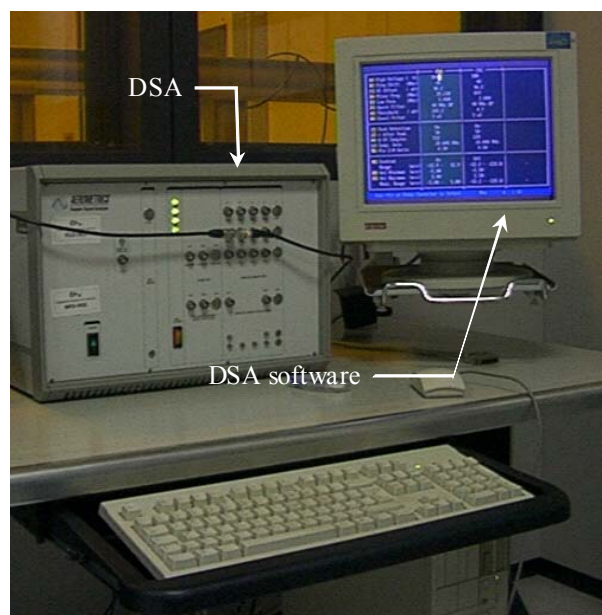


Foto 7.6 - Sistema DSA

Non sembrerebbe esserci, dall'analisi della foto 7.8, un sostanziale discostamento, dal valor medio, della velocità delle gocce al variare del loro diametro, così come non sembrano variare mediamente i diametri delle gocce durante i 66 secondi dell'acquisizione (foto 7.9).

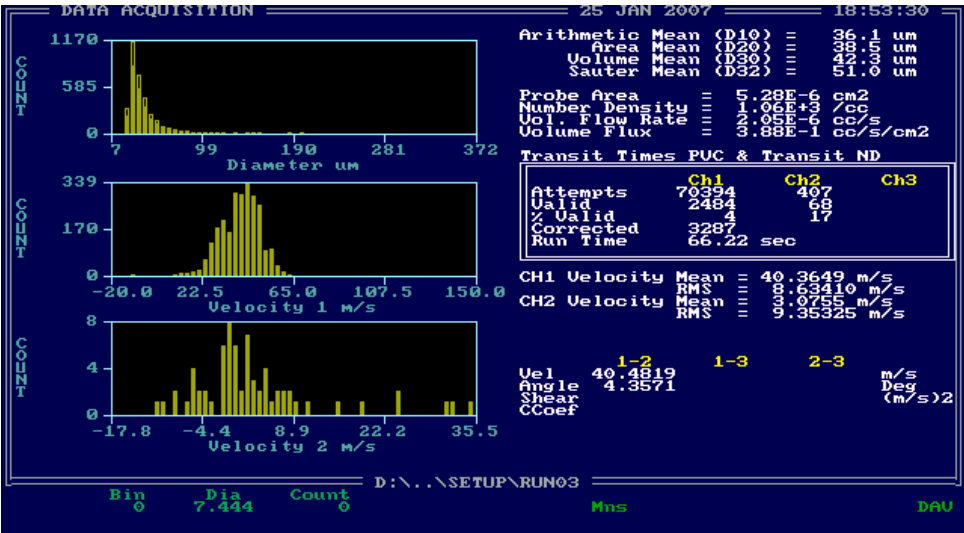


Foto 7.7 - Standard Data

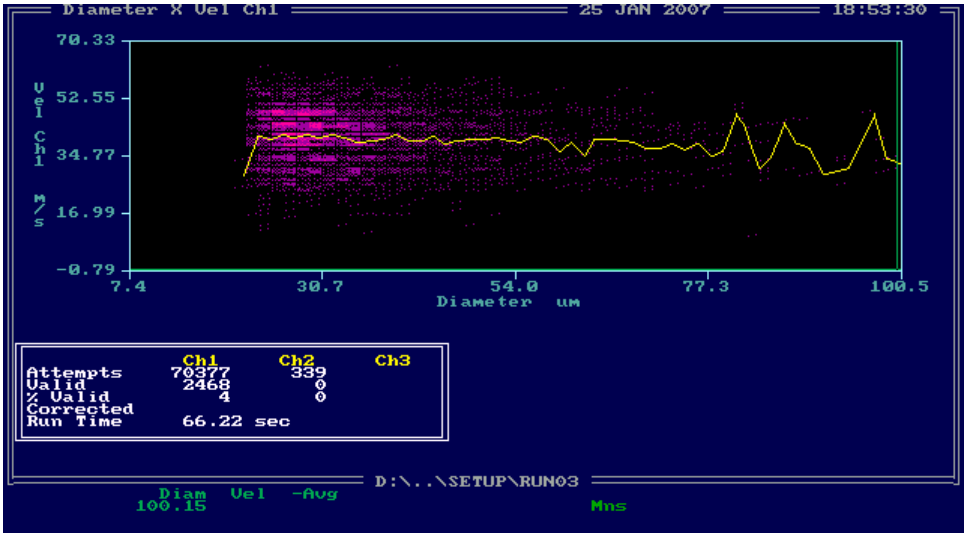


Foto 7.8 - Andamento della velocità delle gocce in funzione dei loro diametri

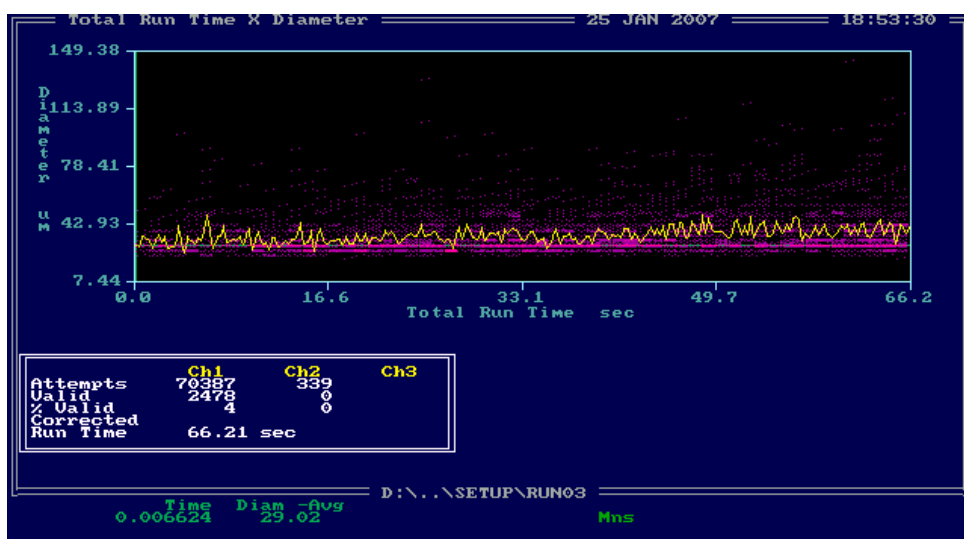


Foto 7.9 - Andamento nel tempo del valore medio dei diametri delle gocce

Diminuisce invece gradualmente la velocità delle stesse (foto 7.10), risultato per altro atteso dal momento che l'acquisizione è avvenuta a fine prova e confermato, per altro, dalle indicazioni fornite dal tubo di pitot.

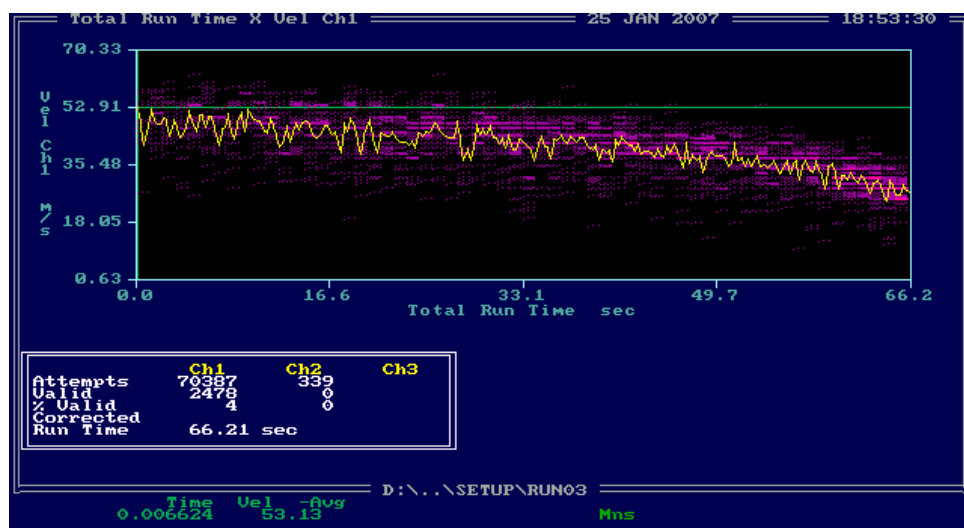


Foto 7.10 - Andamento nel tempo della velocità

Alcuni di questi risultati sono stati anche riprocessati mediante altri software, ed in particolare, gli istogrammi dei diametri delle goccioline e delle loro velocità assiali sono mostrate, nel loro andamento “quasi Gaussiano”, nelle figure 7.7 e 7.8.

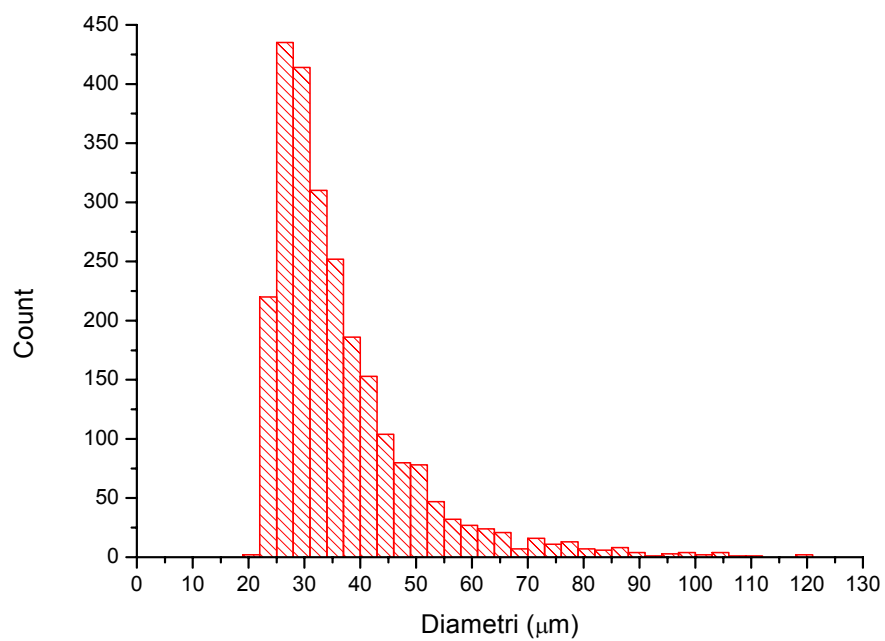


Figura 7.7 - Istogramma dei diametri

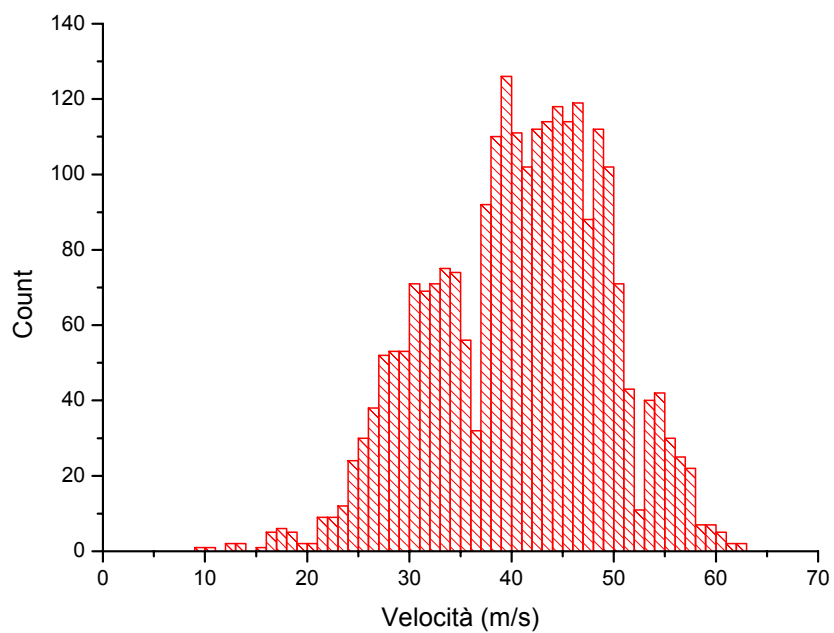


Figura 7.8 - Istogramma delle velocità

Il risultato più significativo ricavato dalla prova è quello di un MVD pari a $52\mu\text{m}$ (voce “Volume Median” nella foto 7.11) sia perché è una dimensione tipica d’interesse per le goccioline normalmente presenti in una nuvola, sia perché confrontabile con misurazioni eseguite in precedenza mediante tecniche meno sofisticate quale l’Oil Slide Technique.



Foto 7.11 - Schermata riassuntiva dei risultati ottenuti

In altre acquisizioni effettuate si è potuto notare come l’unica fase in cui la strumentazione riesce ad immagazzinare informazioni è sempre quella degli ultimi 50÷60 secondi di prova: i valori dei MVD valutati non sono mai stati inferiori ai $29\mu\text{m}$ ne superiori ai $52\mu\text{m}$.

Procedendo quindi nella caratterizzazione di quello che può essere definito un “rumore di fondo” è possibile fare le seguenti considerazioni:

1. Sebbene con un’efficienza da migliorare, il sistema di deumidificazione dell’aria attualmente presente riesce comunque a garantire una corrente di aria sufficientemente secca dato che per buona parte della prova neanche la strumentazione laser rileva presenza di gocce d’acqua.
2. In base a quanto osservato al precedente punto si può affermare che esistono condizioni favorevoli all’installazione, nella facility, di uno spray-system che permetta di controllare la quantità d’acqua immessa nella corrente, con un’ulteriore caratterizzazione della corrente stessa, consentendo, così, prove di accrescimento ghiaccio su modelli

■ Valutazione dell'LWC

Con riferimento alla prova appena documentata (RH = 46%) si è effettuata anche una stima dell'LWC per il quale si assume l'espressione:

$$LWC = \frac{\pi}{6} \rho D_{30}^3 N_d \quad (12)$$

con ρ : densità dell'acqua (Kg/m³);

D_{30} : diametro medio delle gocce (μm);

N_d : number density (m⁻³).

Dalla schermata riassuntiva dei dati di acquisizione (foto 7.7) si rilevano i seguenti valori:

- $D_{30} = 42.3 \text{ μm}$;
- $N_d = 1.06 \cdot 10^9 \text{ m}^{-3}$;

Calcolando il volume V di una singola particella liquida utilizzando D_{30} si ottiene un valore di $3.963 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3$ che consente di risalire ad un valore di LWC pari a 0.042 g/m^3 .

Tale valore è molto basso, in virtù del modesto livello di umidità relativa RH, ma dello stesso ordine di grandezza di quello calcolato in precedenza, con il metodo dell'Icing Rotating Cylinder, pari a 0.06 g/m^3 .

In un'altra prova effettuata, invece, con umidità relativa maggiore (RH = 70%) si è ottenuto quanto segue:

- $D_{30} = 29.0 \text{ μm}$;
- $N_d = 1.05 \cdot 10^{10} \text{ m}^{-3}$;
- $V = 1.277 \cdot 10^{-14} \text{ m}^3$;
- $LWC = 0.134 \text{ g/m}^3$.

Acquisite le misure di tutte le grandezze utili (pressione, temperatura e umidità della giornata, valore di carica del serbatoio), per tale prova si è valutato anche un LWC teorico, pari a 0.4 g/m^3 , dalla stima della differenza tra la quantità d'acqua che sarebbe stata presente nel serbatoio, in assenza di sistema di deumidificazione, e quella recuperata attraverso il separatore di condensa mostrato nella foto 4.4 : i due valori sono dello stesso ordine di grandezza anche se abbastanza diversi.

In ogni caso la differenza dei due valori potrebbe assottigliarsi tenendo in considerazione le approssimazioni insite in entrambi i calcoli: in particolare, la misura del LWC tramite strumentazione PDPA può essere affetta da un errore significativo proprio per il modo di operare del sistema.

Può verificarsi, infatti, un'indeterminazione sia sul Volume Mean sia sulla Number Density che potrebbe portare tali valori ad essere anche del 20% superiori a quelli dati in output dal sistema: ciò comporterebbe una stima maggiore del LWC e, come detto, ad un avvicinamento dei due valori calcolati.

7.5 - Metodo dell'Icing Calibration Blade per la determinazione dell'LWC

In previsione della caratterizzazione della corrente, dopo aver attivato lo spraying, e non potendo avvalersi, ulteriormente, della strumentazione PDPA per particolari esigenze del CIRA, si è messa a punto una diversa metodologia per la determinazione dell'LWC quale l'Icing Calibration Blade che, per completezza, viene di seguito descritta.

Questo metodo consiste nell'esporre per un determinato tempo alla corrente, in prossimità della zona centrale della sezione di prova, una lama metallica (foto 7.12 e 7.13) con le seguenti caratteristiche geometriche:

- larghezza: 50 mm;
- lunghezza: 150 mm;
- spessore: 3 mm;

e nel misurare lo spessore di ghiaccio formato mediante micrometri raffreddati per evitare che il ghiaccio si sciogla durante le misure.



Foto 7.12



Foto 7.13

Il tempo di esposizione t_e deve essere sufficiente per consentire l'accrescimento di ghiaccio con uno spessore di $1.5 \div 5$ mm: la temperatura di prova non deve essere superiore a circa -17°C (0°F).

Il Liquid Water Content viene calcolato tramite la relazione:

$$LWC = \frac{\rho_{ice} \Delta s}{E_b v t_e} \quad (13)$$

con ρ_{ice} : densità del ghiaccio (Kg/m^3);

Δs : variazione media dello spessore del ghiaccio accumulato sulla lama (mm);

E_b : efficienza di collezione della lama;

v : velocità del flusso libero nella sezione di prova (m/s);

t_e : tempo di esposizione della lama (s).

Se si usa il sistema tecnico il numeratore va moltiplicato per una costante C (unità di conversione costante pari a 56.818).

L'efficienza di collezione della lama E_b è stata calcolata dalla NASA (figura 7.9) usando un codice che calcola la traiettoria delle gocce.

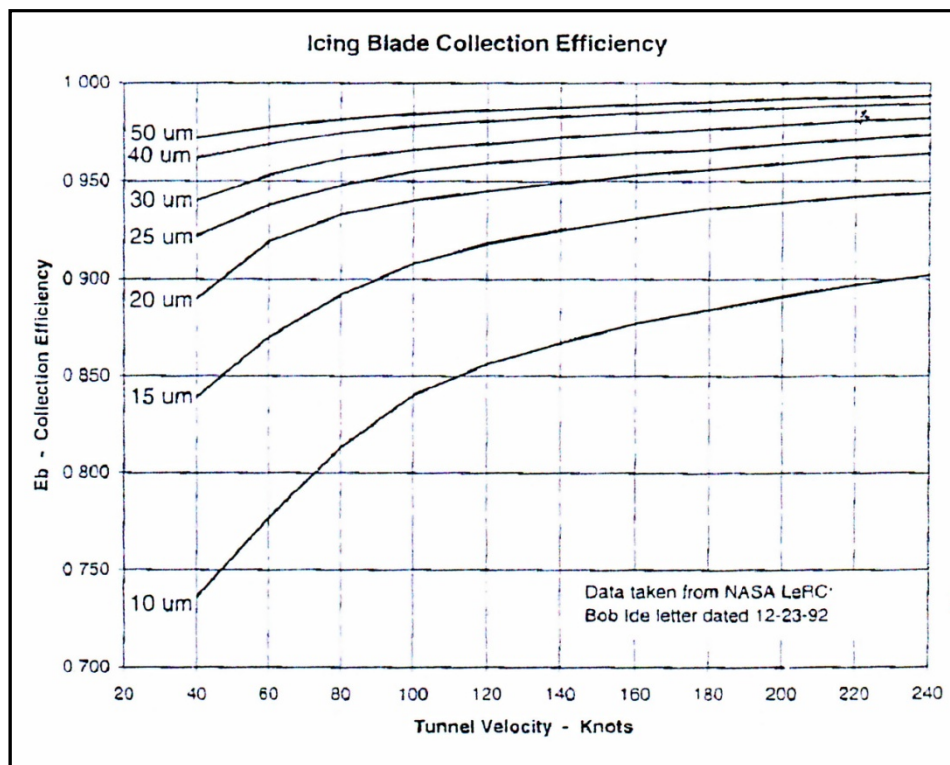


Figura 7.9 - Curve di E_b in funzione del diametro delle gocce e della velocità

7.6 - Formazione di ghiaccio su modelli

Dopo aver installato nell'IFF uno spray-system del tipo Power Plus 750, descritto in un capitolo precedente, dotato di ugelli conici di diametri diversi, si è provveduto alla caratterizzazione della corrente in questa nuova condizione operativa ricorrendo all'impiego sia di tecniche già utilizzate nel corso di questa attività di ricerca che dell'Icing Calibration Blade per la determinazione dell'LWC.

Nella tabella 7.1 sono riassunti i risultati delle prove di caratterizzazione eseguite, riportando i corrispondenti valori di:

- temperatura ambiente T_{amb} ;
- pressione ambiente P_{amb}
- umidità relativa RH;

vengono, inoltre, indicati il tipo di spray-nozzle utilizzato, con il relativo diametro, e la geometria del convergente dell'IFF.

Si osserva che tutte le prove sono state effettuate con:

- pressione nel serbatoio $P_s = 27 \cdot 10^5$ Pa;
- temperatura in camera di ristagno $T_r = -20^\circ\text{C}$;
- numero di Mach “finale” $M = 0.2$.

P_{amb} (torr)	T_{amb} (°C)	RH (%)	DIAMETRO SPRAY NOZZLE (mm)	CONVERGENTE IFF	MVD (μm) OIL SLIDE TECHNIQUE	LWC (g/m^3) ICING ROTATING CYLINDER	LWC (g/m^3) ICING BLADE CALIBRATION
753	29.4	46	0.6	Assialsimmetrico	20.5	0.93	-
754	28.6	42	0.6	Assialsimmetrico	39.7	0.80	-
754.4	27.7	42	0.6	Assialsimmetrico	36	2.3	-
756	29.8	52	0.6	Assialsimmetrico	18	1.24	1.18
754	28.2	41	0.6	Assialsimmetrico	38	0.87	1.1
754	28	42	0.6	Assialsimmetrico	51	1.01	0.78
760	29	37	0.4	Assialsimmetrico	33.5	1.27	1.45
758	30	55	0.6	Bidimensionale	94	1.12	0.503

Tabella 7.1

I valori dell'MVD determinati mediante l'Oil Slide Technique, nel caso di convergente assialsimmetrico, risultano quasi sempre di particolare interesse in quanto molto simili a quelli che si possono riscontrare in atmosfera mentre si rileva un brusco aumento, fino a raggiungere valori di 160 μm , in presenza del convergente bidimensionale.

Questa anomalia è da mettere in relazione alla posizione dello spray-nozzle: con una contrazione bidimensionale le gocce d'acqua, iniettate all'interno della camera di ristagno, a causa della fenditura d'ingresso del convergente (foto 5.20), sono costrette a lambire immediatamente la superficie dello stesso così da coalescere più facilmente ed assumere dimensioni maggiori.

Di contro, nel caso della contrazione assialsimmetrica, caratterizzata da una sezione d'ingresso uguale alla sezione della camera di ristagno, le gocce, trascinate dalla corrente, riescono a muoversi più liberamente all'interno del doppio cono coalescendo più a valle: l'effetto è quello di avere dimensioni finali delle particelle liquide più ridotte.

Per quanto riguarda l'LWC, dopo numerose prove, si evidenzia una soddisfacente congruenza dei risultati ai quali si perviene: infatti, pur avendo stimato questo parametro con tecniche differenti, si ottengono valori dello stesso ordine di grandezza confrontabili con quelli che esprimono il contenuto d'acqua delle nuvole (tabella 1.1).

E' pur vero che questa congruenza fosse prevedibile in quanto la portata massica dello spray-nozzle (tabella 5.2) si mantiene costante durante le varie prove ma, indiscutibilmente, testimonia la corretta applicazione delle metodologie utilizzate.

Le foto 7.14, 7.15, 7.16 e 7.17 mostrano la sequenza della formazione di ghiaccio su un modello, posizionato in prossimità della sezione d'uscita dell'IFF, durante una prova standard (svuotamento veloce a $M=0.6$ ed isoterma a $M=0.2$) caratterizzata dalle seguenti condizioni:

- $T_{\text{amb}} = 29^{\circ}.8 \text{ C}$; $P_{\text{amb}} = 1.008 \cdot 10^5 \text{ Pa}$; $\text{RH} = 52\%$;
- $T_u \approx T_r = -20^{\circ}\text{C}$;
- convergente assialsimmetrico ;
- spray-nozzle conico con $\Phi = 0.6 \text{ mm}$ e $\dot{m} = 2.21 \text{ g/s}$;
- $\text{LWC} = 1.2 \text{ g/m}^3$;
- $\text{MVD} = 18 \mu\text{m}$.



Foto 7.14



Foto 7.15



Foto 7.16



Foto 7.17

Tenendo conto delle seguenti condizioni:

- colore biancastro ed apparenza opaca ;
- bordi arrotondati ;
- superficie rugosa ;
- basse temperature ;
- bassi valori di LWC:

si può affermare che il ghiaccio formatosi è di tipo granuloso o rime (foto 7.18).



Foto 7.18 - Ghiaccio granuloso o rime

CONCLUSIONI

L'Icing Flow Facility messa a punto nel laboratorio del DIAS - Sezione Spazio "Luigi G. Napolitano" è in grado di generare un flusso bifase con particelle d'acqua soprafusa consentendo di raggiungere valori di temperatura pressoché costanti e d'interesse ($-15^{\circ}\div-20^{\circ}\text{C}$) per l'accrescimento ghiaccio di tipo riming, con tempi di prova di $180 \div 200$ s.

L'installazione della valvola automatica ha permesso di ottenere una soddisfacente stabilità della pressione in camera di calma eliminando i picchi iniziali e contenendo le oscillazioni di tale parametro di controllo nella prima fase delle prove sperimentali, quella di raffreddamento, garantendone l'uniformità nella successiva fase isoterma.

I valori del Median Volumetric Diameter variabili da 20 a 50 μm , circa, sono risultati di estremo interesse perché tipici dei diametri delle gocce presenti all'interno delle nuvole così come la stima del Liquid Water Content ha evidenziato una soddisfacente coerenza con i valori di tale parametro riscontrabili, generalmente, nell'atmosfera.

Le prove di ghiacciamento, infine, hanno permesso di ottenere, su modelli di opportuna geometria, formazioni di ghiaccio di tipo granuloso o rime in assoluto accordo con i valori delle temperature finali ed i valori medio-bassi del contenuto d'acqua soprafusa presente nella corrente.

E' prevista l'installazione di un opportuno spray-nozzle a doppio flusso selezionato grazie ad una serie di misure, già programmate, da effettuare presso il CIRA Test Bench nella prospettiva di dover iniettare nella corrente gocce d'acqua a granulometria controllata.

In conclusione, alla luce dei risultati ottenuti ed in previsione di ulteriori sviluppi futuri è lecito ritenere che l'IFF del DIAS possa assumere, in particolare, un ruolo di estremo interesse per le attività di ricerca relative alla messa a punto di metodologie di misura icing che possono essere sviluppate attraverso studi di base effettuati inizialmente ricorrendo ad una piccola test facility, come quella in questione, e, successivamente, utilizzate in impianti di dimensioni e costi di gestione maggiori.

BIBLIOGRAFIA

- Pope, A., Goin, K., “High-speed Wind Tunnel Testing”, John Wiley & Sons New York, 1965 ;
- Mingione, G., Barocco, M., “Il volo in condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio”, IBN Editore ;
- DOT/FAA/AR-01/28, “Capabilities and Prospects for Improvement in Aircraft Icing Simulation Methods: Contributions to the 11C Working Group”, May 2001, Final Report ;
- CIRA Document Number: CIRA-CF-04-0541 ;
- CIRA Document Number: CIRA-TN-02-005 ;
- CIRA Document Number: CIRA-TN-01-146 ;
- Summary of Icing Simulation Test Facilities, SAE-AIR-5320 ;
- “Calibration and Acceptance of Icing Wind Tunnels”, SAE-ARP-5905 ;
- “Droplet Size Instrument Used in Icing Facilities”, SAE-AIR-4906 ;
- Messinger, B.L., “Equilibrium Temperature of the Unheated Icing Surface as a Function of Air Speed”, Journal of Aeronautical Sciences, 1953 ;
- Langmuir, I., Blodgett, K.B., “A Mathematical Investigation of Water Droplet Trajectories”, Army Air Force 1946 ;
- Barry, R.G., and Charley, R. J., “Atmosphere, Weather, and Climate”, New York, Holt, Rinehart and Winston 1970 ;
- “Aircraft Icing Handbook” Civil Aviation Authority 2000 ;
- Lewis, W., “Icing Zones a Warm Front System with General Precipitation” NACA TN 1947 ;
- NACA Research Memorandum E56E11 “Use of Truncated Flapped Airfoils for Impingement and Icing Tests of Full-Scale Leading-Edge Sections” by Uwe H. Von Glahn Lewis Flight Propulsion Laboratory Cleveland, Ohio June 1956 ;
- An Engineer’s Practical Guide to Drop Size by Rudd J. Schich Spraying Systems Co. Wheaton Illinois Usa 1997 ;
- NASA/CR-2003-211827 AIAA-99-0244 “Evaluation of Methods to Select Scale Velocities in Icing Scaling Tests” David Anderson, Gary A. Ruff June 2003 ;

- NASA/CR-2003-211825 AIAA-2001-0834 “A Study of Scaling for Intercycle Ice Accretion Tests” David N. Anderson, Galdemir C. Botura, Andy P. Broeren June 2003 ;
- Maurice J. Zucrow, Joe D. Hoffman “Gas-dynamics” ;
- DOT/FAA/AR-03/65 “Effect of Airfoil Geometry on Performance with Simulated Ice Accretions Volume 2”, August 2003 Final Report ;
- NASA Technical Memorandum 107423 AIAA-97-0174 “Modern Airfoil Ice Accretions” Harold E. Addy, Jr., Mark G. Potapczuk, David W. Sheldon, Lewis Research Center Cleveland, Ohio January 1997 ;
- “An International Historic Mechanical Engineering Landmark Icing Research Tunnel” The American Society of Mechanical Engineers, May 1987 ;
- NASA/TM-2001-210689 ARL-TR-2383 AIAA-2001-0234 “Icing Cloud Calibration of the NASA Glenn Icing Research Tunnel” Robert F. Ide, John R. Oldenburg ;
- “Space Spray Application of Insecticides for Vector and Public Health Pest Control” A Practitioner’s Guide World Health Organization Geneva 2003 ;

RINGRAZIAMENTI

Al termine di questo lavoro desidero esprimere la mia più sincera gratitudine nei confronti di tutte le persone che, con il loro prezioso contributo, mi hanno consentito di svolgere nel miglior modo possibile l'attività condotta durante il corso del Dottorato di ricerca e descritta, spero esaurientemente, nella presente tesi.

Prima di tutto vorrei ringraziare il chiarissimo professor Giuseppe P. Russo per l'importante funzione di controllo, assolta in qualità di tutor, consistente nell'accertare che il lavoro svolto rispettasse le regole formali richieste dalle normative vigenti e possedesse i requisiti di originalità e correttezza scientifica necessari per l'acquisizione del titolo di Dottore di ricerca nonché per gli indispensabili consigli forniti e la confortante assistenza "spirituale" costantemente garantita.

L'ingegner Antonio Esposito, responsabile tecnico del laboratorio del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Sezione Spazio "Luigi G. Napolitano", presso il quale è stata messa a punto e curata la fase sperimentale dell'attività di ricerca, che ha sempre messo a mia disposizione le risorse tecniche, scientifiche ed umane a sua disposizione.

L'ingegner Roberto Renis, amico della prima ora e compagno di studi universitari, per il suo valido aiuto e la sua paziente collaborazione.

Avverto l'obbligo di rivolgere, altresì, un particolare ringraziamento all'ingegner Biagio Esposito del Centro Italiano Ricerche Aerospaziali di Capua (Ce) per la sua generosa disponibilità ed i suoi irrinunciabili suggerimenti che hanno permesso di approfondire le mie conoscenze sulla sperimentazione in icing conditions .

Infine desidero ricordare gli ingegneri Antonella Mastroianni, Giovanni Imparato, Gianluca Minieri ed i giovani Gennaro Esposito e Luca Selvitella i quali hanno fornito, nel tempo, un impulso rilevante allo sviluppo della mia attività di ricerca.

E' stato portato avanti un apprezzabile lavoro di team al quale ognuno, compatibilmente con le proprie funzioni e competenze, ha dato il proprio apporto con l'obiettivo comune di fornire, nei limiti del possibile, un ulteriore e valido contributo alla ricerca scientifica condotta in ambito universitario.

A tutti grazie !

dott. Massimo Cimino